

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

С.В.Кузнецов

**ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС
САМОЛЕТА ИЛ-86**

Часть I

Москва – 2008

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РФ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**Кафедра технической эксплуатации авиационных электросистем и пило-
тажно-навигационных комплексов**

С.В.Кузнецов

**ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС
САМОЛЕТА ИЛ-86**

Часть I

Рекомендуется УМО для
межвузовского использования в
качестве учебного пособия
для студентов специальности 160903

Москва – 2008

Печатается по решению редакционно-издательского совета Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты: доктор техн. наук, профессор Зыль В.П.
канд. техн. наук Шишкин В.В. (ОАО «Аэрофлот»)

Кузнецов С.В.

Пилотажно-навигационный комплекс самолета Ил-86. Часть I. Учебное пособие. –М.: МГТУ ГА, 2008, 132 с.

ISBN

В настоящем учебном пособии рассмотрены назначение, состав, принцип действия и устройство пилотажно-навигационной системы самолета Ил-86, которая является одной из основных структурных составляющих пилотажно-навигационного комплекса этого самолета.

В основу учебного пособия положено издание «Ил-86. Руководство по технической эксплуатации», разработанное опытным конструкторским бюро под общей редакцией Г.Н.Новожилова. При этом оно подверглось существенной методической обработке.

В части I рассматривается пилотажно-навигационная система самолета, включающая анероидно-мембранные системы и приборы-измерители температуры и давления; приборы измерения пространственного положения самолета; базовая система курса и вертикали; навигационный вычислитель.

В части II рассматриваются базовый навигационный комплекс, информационный комплекс высотно-скоростных параметров, система автоматического управления полетом, бортовые средства регистрации полетных данных и система аварийной сигнализации.

Учебное пособие издается в соответствии с программой дисциплины «Конкретная авиационная техника», с учебным планом специальности 160903 для студентов дневной и заочной форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 25 марта 2008г. и методического совета 1 апреля 2008г.

1. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА (ПНС)

Пилотажно-навигационная система обеспечивает экипаж, а также некоторые системы самолета необходимой информацией для пилотирования и определения местоположения самолета в любое время суток и года независимо от метеоусловий.

В систему входят:

- анероидно-мембранные системы и приборы-измерители температуры и давления;
- приборы измерения пространственного положения самолета;
- навигационный вычислитель;
- базовая система курса и вертикали;
- инерциальная система.

Пилотажно-навигационная система функционально связана с радиоаппаратурой самолетовождения, информационным комплексом высотно-скоростных параметров, системой автоматического управления полетом и образует пилотажно-навигационный комплекс самолета.

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 её размещение на самолете показаны на рис. 1.

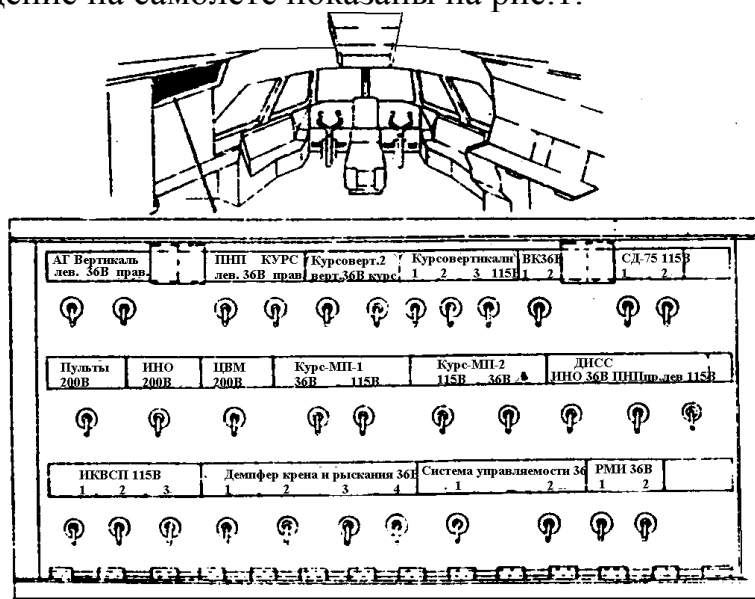


Рис.1. Общий вид панели Н253 со снятой крышкой и ее размещение в кабине экипажа

2. АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ – ИЗМЕРИТЕЛИ ТЕМПЕРАТУРЫ И ДАВЛЕНИЯ

Анероидно-мембранные системы и приборы являются составной частью информационного комплекса высотно-скоростных параметров ИКВСП и предназначены для измерения и вычисления высотно-скоростных параметров: барометрической высоты, приборной и истинной воздушной скорости полета, числа M , вертикальной скорости и температуры наружного воздуха. Кроме того, анероидно-мембранные системы и приборы используются для вычисления критических углов атаки (АУАСП) и выдают информацию об опасном сближении с землей (ССОС).

Необходимая информация для измерения и вычисления высотно-скоростных параметров поступает к анероидно-мембранным системам и приборам от систем полного и статического давления.

Измеренные и вычисленные параметры индицируются на рабочих местах членов экипажа и поступают в навигационно-пилотажные и специальные системы для решения задач навигации и автоматического управления полетом самолета.

К анероидно-мембранным системам и приборам относятся:

- система полного и статического давлений;
- анероидно-мембранные приборы (механические приборы);
- автомат углов атаки и перегрузки (АУАСП-32);
- система воздушных сигналов (СВС-1-72-1), (СВС-1-72-1ф для самолетов, оснащенных для полетов за рубеж);
- система сигнализации опасного сближения с землей (ССОС) или система предупреждения приближения земли (СППЗ).

Размещение анероидно-мембранных систем и приборов обеспечивает невозможность случайного их повреждения багажом, грузом, обслуживающим персоналом или пассажиром.

3. СИСТЕМА ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЙ

Система полного и статического давлений (рис.2) обеспечивает ИКВСП и анероидно-мембранные приборы информацией о полном и статическом (атмосферном) давлениях. Эта информация используется приборами и системами для измерения и вычисления высоты и скорости полета, числа M и вертикальной скорости.

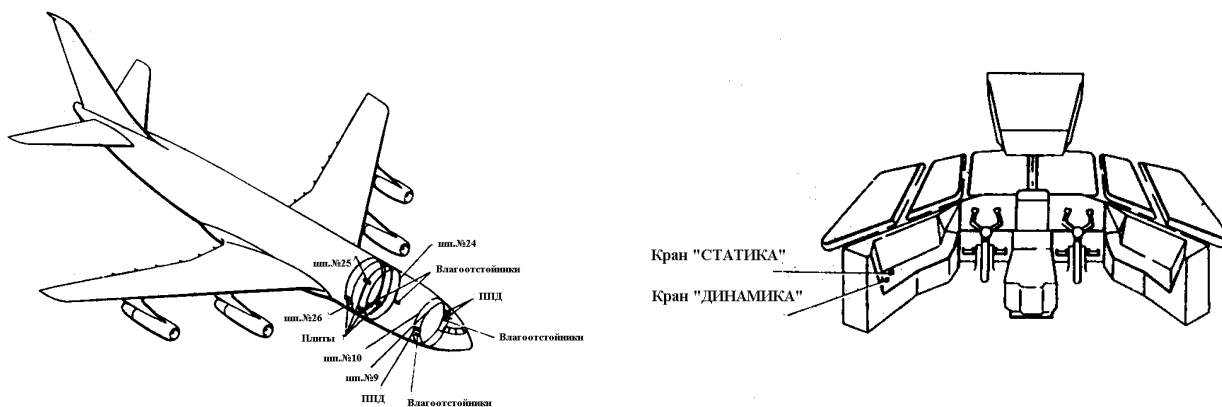


Рис.2. Размещение приборов системы полного и статического давлений

Табл.1. Состав системы полного и статического давлений

Блок	Кол-во шт.	Обозначение	Назначение
Приемник полного давления ППД-1М сер.2	3	Н1/18 Н2/18 Н3/18	Воспринимает полное давление встречного потока воздуха в полете
Плита с пятью приемниками статического давления	4	I, II	Воспринимает статическое (атмосферное) давление воздуха в полете
Кран переключения 623700-3	2	КР-1С, КР-2Д	Переключает питание приборов левого пилота полным (статическим) давлением от основного приемника полного (статического) давления на резервный
Влагоотстойники	32- по 02014, 30- с 02015 по 02039	В1-В34 по 02014, В1-В34 с 02015 по 02039, В1-В38 с 03040	Служат для сбора отстоя влаги, имеющейся в системе, и удаления ее по мере накопления
Трубопроводы		-	Подводят давление воздуха приемников давления к приборам

Система полного давления (рис.3,4) состоит из трех приемников полного давления ППД-1М, крана переключения КР-2Д «ДИНАМИКА» типа 623700-3, влагоотстойников и трубопроводов.

Левый (верхний) ППД размещен между шпангоутами № 9 и 10 и стрингерами № 24 и 25 на левом борту фюзеляжа. Он обеспечивает полным давлением приборы УСИМ и БВП (из комплекта СВС1) командира воздушного судна (КВС), если кран переключения «ДИНАМИКА» установлен в положение «ОСНОВН».

Левый (нижний) ППД находится между шпангоутами № 9 и 10 и стрингерами № 30 и 31 на левом борту фюзеляжа. Он обеспечивает полным давлени-

ем БВП (из комплекта СВС3) бортинженера, датчик критических углов атаки (ДКУ) (из комплекта АУАСП-32 на левом борту). Датчики ДПСМ и ССА (из комплекта МСРП на левом борту) и самописец КЗ-63. Приемник обеспечивает также полным давлением УСИМ и БВП КВС, если кран «ДИНАМИКА» установлен в положение «РЕЗЕРВ».

Правый ППД размещен между шпангоутами № 9 и 10 и стрингерами № 30 и 31 на правом борту фюзеляжа. Он обеспечивает полным давлением УСИМ и БВП (из комплекта СВС2) второго пилота критических углов атаки (ДКУ) (из комплекта АУАСП-32 на правом борту), датчики ДПСМ и ССА (из комплекта МСРП на правом борту).

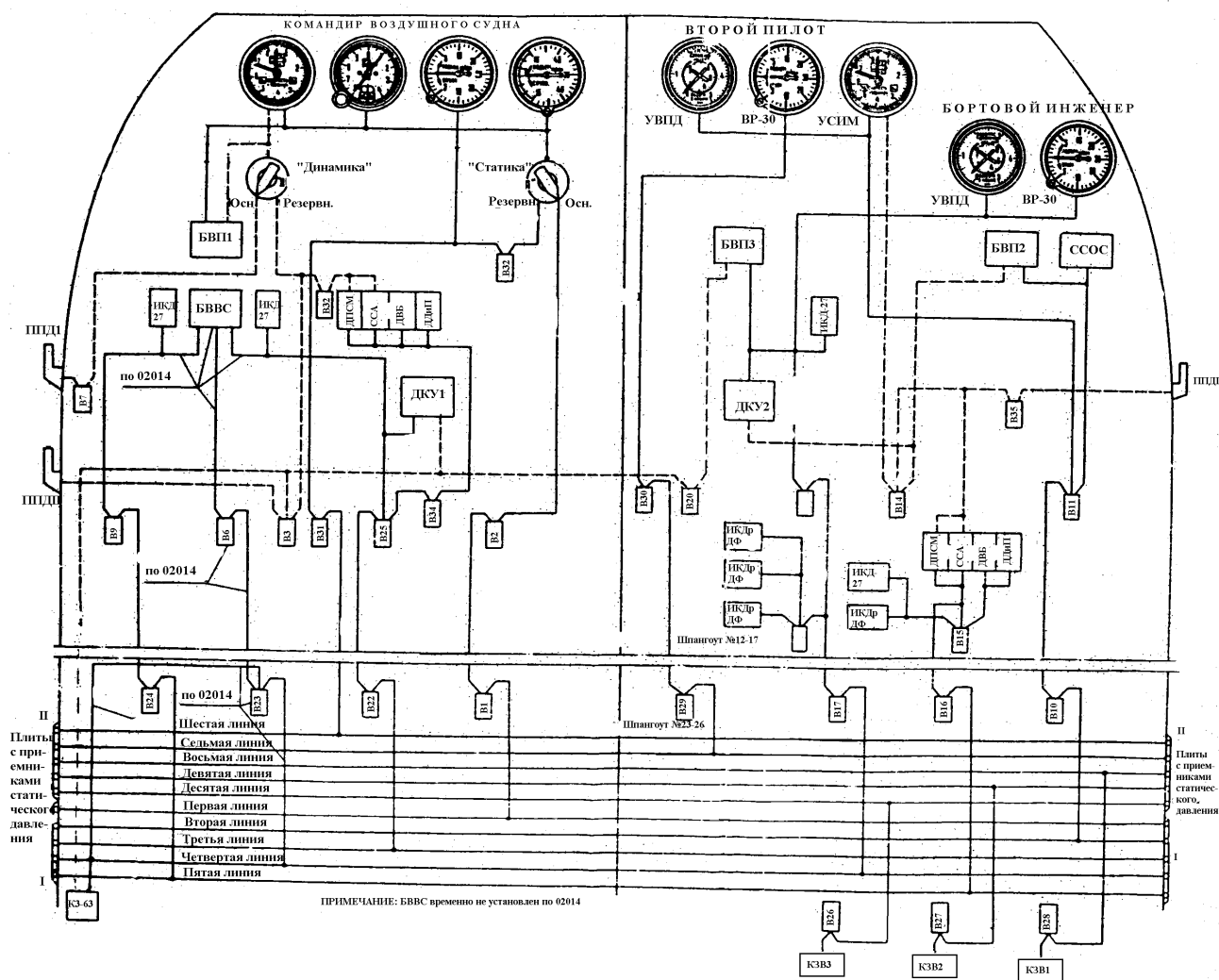


Рис.3. Принципиальная схема системы полного и статического давлений

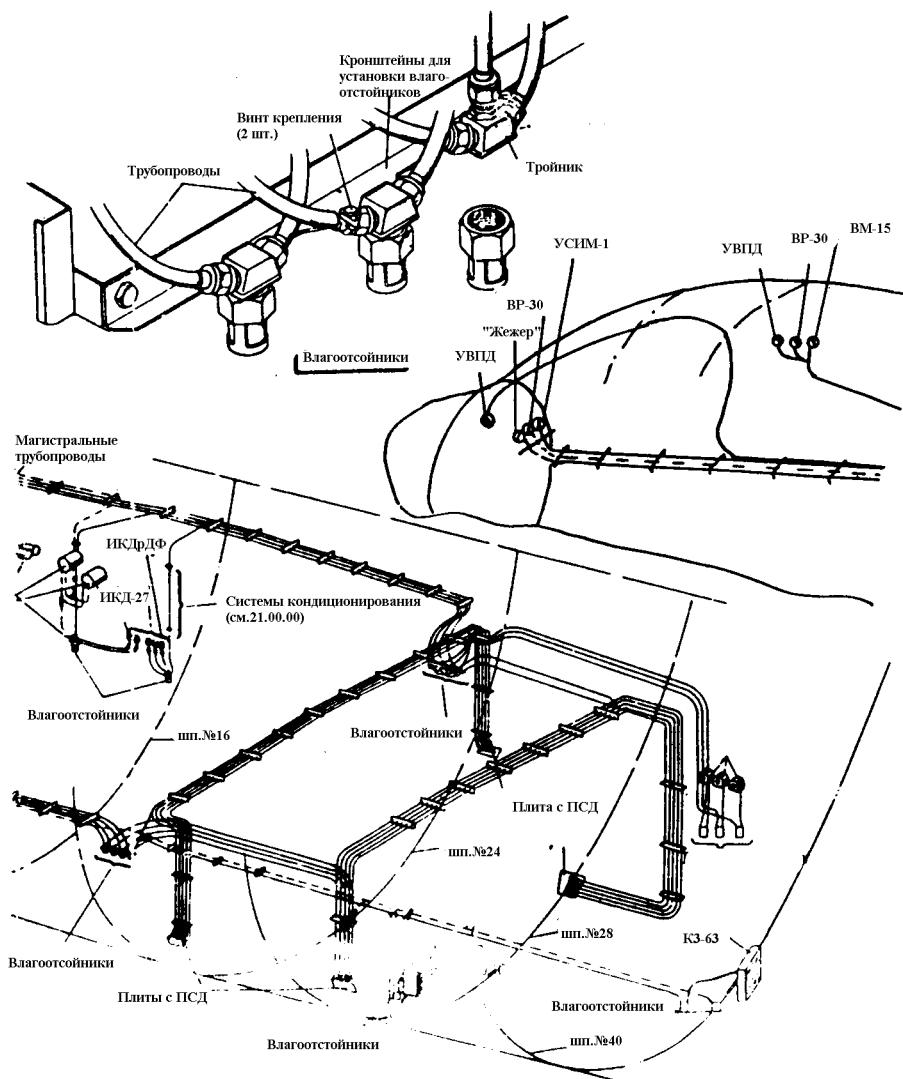


Рис.4. Монтажная схема системы полного и статического давлений

Система статического давления состоит из четырех плит с приемниками статического давления, крана переключения КР-1С «СТАТИКА» типа 623700-3, влагоотстойников и трубопроводов.

Плиты с приемниками статического давления размещены по две с каждой стороны фюзеляжа. На левом борту плиты находятся между шпангоутами № 27 и 28 и стрингерами № 45 и 46 (плита I), шпангоутами № 25 и 26 и стрингерами № 41 и 42 (плита II); на правом борту между шпангоутами № 27 и 28 и стрингерами № 48 и 49 (плита I), шпангоутами № 24 и 25 и стрингерами № 41 и 42 (плита II). Каждая плита имеет пять приемников статического давления, одноименные приемники плит соединены между собой, образуя десять независимых линий статического давления.

Первая линия статического давления обеспечивает статическим давлением приборы КВС (УСИМ-1, ВМ-15ПБ, ВР-75ПБ, БВП и, на самолетах с выотомером УВИД-15Ф, его указатель), если кран «СТАТИКА» находится в положении «ОСНОВН». При установке крана «СТАТИКА» в положение «РЕЗЕРВ»

приборы КВС получают статическое давление от шестой линии статического давления.

Вторая линия обеспечивает статическим давлением приборы второго пилота УСИМ-1, УВПД и БВП (УСИМ, «Жежер», УВПД и БВП – для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж) и систему сигнализации опасного сближения с землей.

Третья линия обеспечивает статическим давлением ДКУ (из комплекта АУАСП на левом борту), датчики ДПСМ, ССА, ДВБ, ДДиП (из комплекта МСРП на левом борту), датчик давления ИКД-27 системы управления двигателями.

Четвертая линия обеспечивает статическим давлением приборы бортингенера (ВР-30ПБ, УВПД, БВП), ДКУ (из комплекта АУАСП на правом борту), (ВМ-15ПБ – для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж), самописец КЗ-6З, датчик давления ИКД-27 системы управления двигателями и сигнализаторы перепада давления ИКДрДФ системы кондиционирования.

Пятая линия обеспечивает статическим давлением датчики ДПСМ, ССА, ДВБ, ДДиП (из комплекта МСРП на правом борту), датчик давления ИКД-27 системы управления двигателями, датчик давления ИКД-27 системы кондиционирования и сигнализатор перепада давления ИКДрДФ системы кондиционирования.

Шестая линия обеспечивает статическим давлением вариометр ВР-30ПБ КВС и при установке крана «СТАТИКА» в положение «РЕЗЕРВ» – остальные приборы КВС (УСИМ-1, ВМ-15ПБ, ВР-75ПБ, БВП).

Седьмая линия обеспечивает статическим давлением вариометр ВР-30ПБ второго пилота.

Восьмая, девятая и десятая линии обеспечивают статическим давлением корректоры-задатчики высоты КЗВ1, КЗВ2, КЗВ3 соответственно.

Чтобы предотвратить замерзание влаги внутри ППД при выполнении полетов в условиях низких температур, предусмотрены обогрев ППД и сигнализация о его отказа.

Приемник полного давления ППД-1М (рис.5) служит для восприятия полного давления встречного потока воздуха во время полета. Это давление через трубопроводы «ДИНАМИКА» поступает к приборам и блокам, измеряющим скорость полета и число М.

На самолете установлено три приемника полного давления: два на левом борту и один на правом между шпангоутами № 9 и 10. На левом борту приемники установлены между стрингерами № 24 и 25, 30 и 31; на правом – между стрингерами № 30 и 31. Приемники установлены под углом 5° к горизонтальной плоскости самолета, трубкой вниз.

ППД-1М представляет собой трубку с приемным отверстием. Трубка составляет единое целое с кронштейном, имеющим фланец с отверстиями для крепления к фюзеляжу. Для предотвращения обледенения и закупорки прием-

ного тракта в условиях низких температур приемник оборудован электрообогревом. Элементы электрообогрева размещены как внутри трубки, так и внутри кронштейна и питаются постоянным током напряжением 27В от бортовой сети (см.30.30.00). В трубке приемника имеется четыре дренажных отверстия диаметром 1мм для слива попадающей внутрь влаги. Для подсоединения к трубопроводам системы полного давления приемник имеет штуцер с резьбой.

Для предотвращения попадания влаги и пыли в систему полного давления во время стоянки самолета все ППД-1М должны быть закрыты чехлами с флажками. Чехол представляет собой резиновую заглушку, внутренний диаметр которой соответствует внешнему диаметру трубки ППД (20 мм). Чехол закрепляется на трубке с помощью пружинного кольца.

К чехлу на металлической петле подвешен красный флажок без надписи. Чехол имеет дренажное отверстие для исключения возможности изменения давления в системе полного давления при изменении температуры окружающего воздуха.

При выполнении проверок системы полного давления используется насадка. Устройство насадки аналогично устройству чехла, отличие состоит в том, что в торце насадка имеет штуцер, к которому подсоединен шланг от КПА-ПВД (КПУ-3) для создания давления в системе. К насадке подвешен красный флажок с надписью «Изд. 86, насадка для приемников полного давления (для проверки на герметичность)».

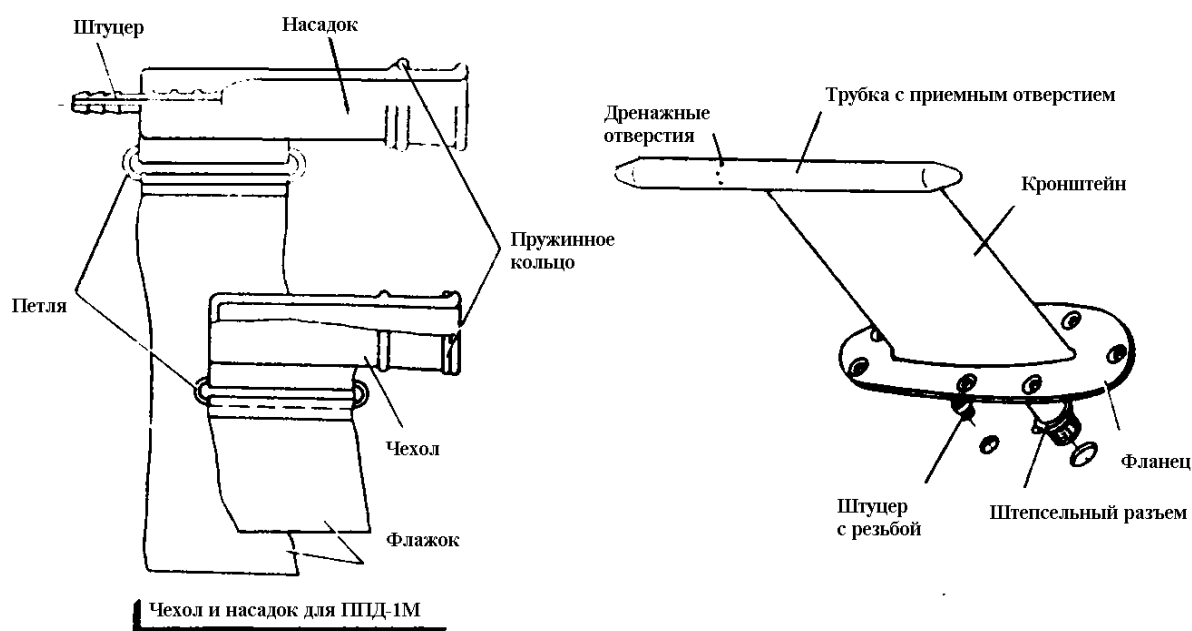


Рис.5. Приемник полного давления ППД-1М сер.2

Во время полета встречный поток воздуха тормозится перед приемным отверстием трубки ППД. Кинетическая энергия встречного потока воздуха преобразуется в избыточное (динамическое) давление, величина которого зависит от скорости полета. Избыточное давление суммируется с атмосферным (стати-

ческим), суммарное (полное) давление поступает по трубопроводам к приборам и блокам, измеряющим скорость полета и число М.

Плита с приемниками статического давления. Приемники статического давления (ПСД) (рис.6), размещенные на плитах, воспринимают атмосферное давление. Плита представляет собой отшлифованную пластину прямоугольной формы с девятью отверстиями. В центральные отверстия плиты впрессованы пять ПСД, четыре отверстия служат для крепления плиты к обшивке фюзеляжа. ПСД прижимаются к плите гайками, которые законтрены проволокой.

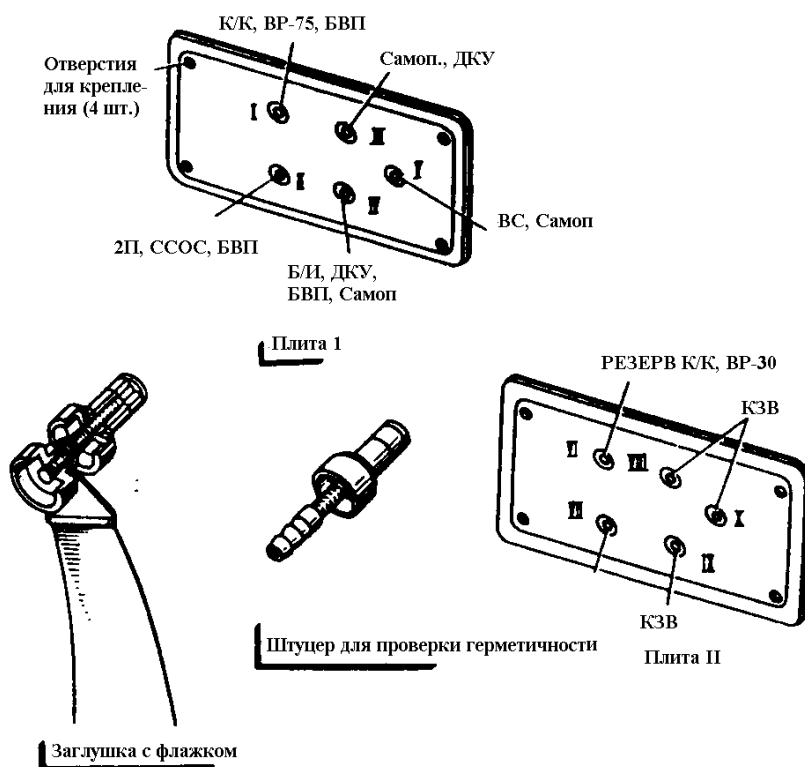


Рис.6. Плита с приемниками статического давления

Плиты установлены на герметике УЗОМЭС-5(к). Крепится плита четырьмя винтами.

На обшивке фюзеляжа рядом с плитой имеются надписи, указывающие, к каким приборам поступает давление от каждого ПСД. С внутренней стороны на плите, рядом с приемниками, нанесены номера приемников I-V у плит I и VI-X у плит II. Одноименные приемники на каждой плите соединены трубопроводами и образуют десять независимых линий статического давления.

Приемник статического давления представляет собой металлическую втулку с фланцем на одном конце и утолщением на другом конце. На поверхность приемника нанесена резьба, на которую навинчивается гайка. Приемник фланцем впрессован в отверстие плиты заподлицо и крепится к обшивке фюзе-

ляжа. К другому концу приемника присоединен трубопровод и закреплен хомутом.

Для предотвращения попадания влаги и пыли в систему статического давления на стоянке ПСД на плитах должны быть закрыты заглушками. Заглушки с флажками, на которых написано «ГЕРМЕТИЧНАЯЯ», используются для ПСД правых плит, заглушки с флажком без надписи (негерметические) используются ПСД левых плит.

При проверках системы статического давления используется штуцер для ПСД, изготовленный аналогично заглушке, он может быть подсоединен к КПА ПВД (КПУ-3). Во время проверок штуцер вставляется в отверстие ПСД вместо заглушки, при этом ПСД той же линии на противоположном борту должен быть закрыт герметичной заглушкой.

Плиты с приемниками статического давления установлены на обшивке фюзеляжа в таком месте, где давление потока воздуха в полете на обшивку фюзеляжа равно атмосферному, т.е. давление невозмущенного воздуха. Это давление называется статическим.

Статическое давление воспринимается ПСД, и передается по трубопроводам к потребителям: приборам и блокам, измеряющим высоту, скорость и число М в полете, а также в системы кондиционирования и управления двигателями.

Кран переключения 623700 (рис.7) служит для переключения питания приборов командира корабля от основных приемников полного и статического давления к резервным (ППД, ПСД).

На самолете установлено два крана переключения КР-1С, Кр-2Д, оба размещены на левом пульте пилотов.

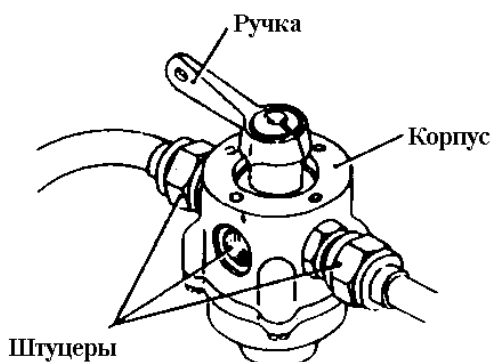


Рис.7. Кран переключения 623700

Кран имеет цилиндрическую форму. К верхнему основанию винтом прикреплена ручка, с помощью которой производится переключение. Четыре резьбовых отверстия на верхнем основании служат для крепления крана к панели пульта. На боковой поверхности крана расположены три штуцера для подсоединения трубопроводов.

Рядом с ручкой крана на панели левого пульта имеются надписи, указывающие, в какой системе установлен кран («СТАТИКА», «ДИНАМИКА»), а также их установочные положения («ОСНОВН», «РЕЗЕРВН»). Краны законтрены в положении «ОСНОВН» мягкой проволокой и опломбированы.

Влагоотстойник (рис.8) предназначен для сбора отстоя влаги, имеющейся в системах полного и статического давления, и удаления ее по мере накопления.

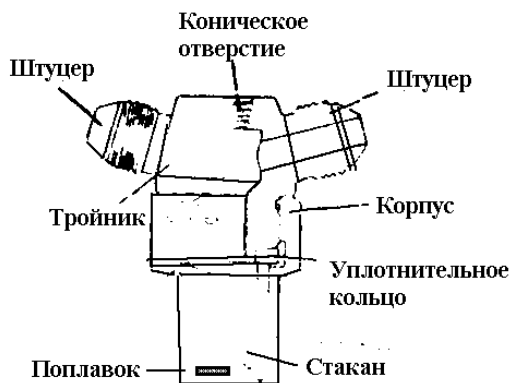


Рис.8. Влагоотстойник

На самолете установлено от 30 до 32 влагоотстойников между шпангоутами № 9-10 и 23-24 на обоих бортах на уровне стрингеров № 35-36, между шпангоутами № 29-30 правый борт, на шпангоуте № 31 левый борт, у шпангоута № 31 левый борт, у шпангоута № 40. Влагоотстойники размещены на кронштейнах группами по 2-5 шт., а также одиночно. Кронштейны с влагоотстойниками установлены ниже магистральных трубопроводов, чтобы влага стекала из трубопроводов во влагоотстойники.

Влагоотстойник состоит из корпуса, тройника, стакана из органического стекла, уплотнительного кольца и поплавка. Тройник имеет два штуцера, к которым подсоединены трубопроводы, и фланец для крепления влагоотстойника к конструкции самолета. Тройник влагоотстойника выполнен в двух вариантах: с конической отверстием (резьбой) в верхней части и без отверстия. В коническое отверстие вворачивается тройник или крестовина для подключения дополнительных трубопроводов к влагоотстойнику.

Корпус представляет собой цилиндр с отверстием и резьбой на верхнем торце, куда вворачивается тройник. Верхняя часть корпуса имеет шестигранную форму под ключ. В корпус вставлен стакан с поплавком красного цвета для наблюдения за уровнем жидкости, имеющейся во влагоотстойнике. Наличие жидкости можно увидеть через окна влагоотстойников по положению поплавка. Для обеспечения герметичности между стаканом и тройником установлено уплотнительное кольцо, к которому стакан прижимается при вворачивании корпуса.

Влага, конденсирующаяся в приемниках, трубопроводах и приборах систем полного и статического давления, постепенно сливается во влагоотстойники, при этом всплывает поплавок. Для слива накопившейся жидкости следует отвернуть корпус со стаканом и вылить жидкость из стакана, предварительно вынув поплавок.

Трубопроводы (рис.9) служат для передачи от приемников полного и статического давления к потребителям. На самолете применяются металлические трубопроводы с внутренним диаметром 6 мм и дюритовые шланги.

Металлические трубопроводы используются в качестве магистральных трубопроводов, а также для подвода давления непосредственно к приборам и блокам.

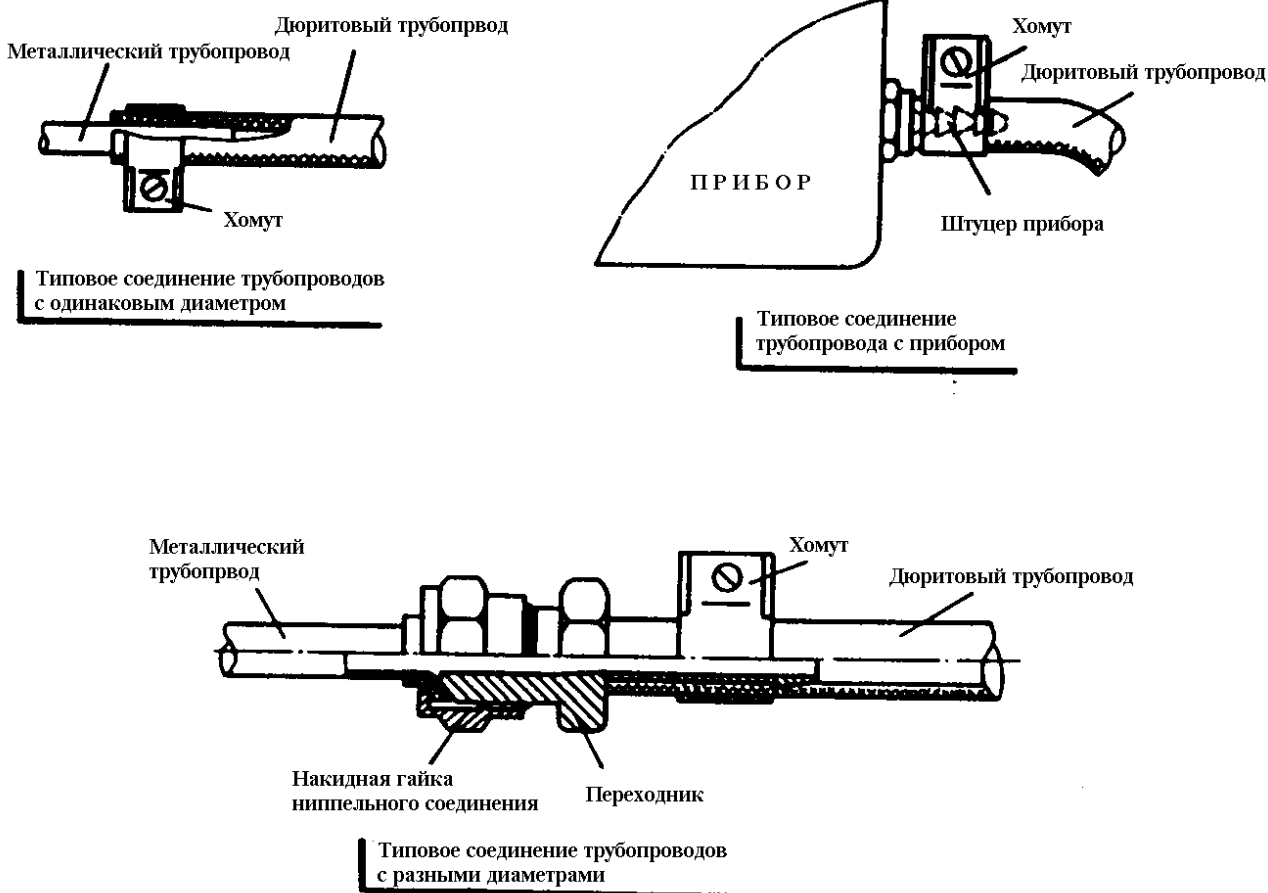


Рис.9. Соединение трубопроводов

Магистральные трубопроводы проложены вдоль левого и правого бортов на уровне стрингеров № 31 и 32 (под полом верхней палубы) и прикреплены к шпангоутам с помощью колодок, установленных на кронштейнах. Трубопроводы проложены прямолинейно с наклоном в сторону влагоотстойников.

Трубопроводы, соединяющие левый и правый борт, проложены по шпангоутам № 10, 24 и 25.

Немагистральные трубопроводы крепятся к конструкции самолета колодками, установленными на кронштейнах, а также хомутом. Металлические трубопроводы, соединены с влагоотстойниками, кранами переключения, приемниками полного давления, тройниками с помощью ниппельных соединений с накидными гайками.

Металлические трубопроводы системы статического давления окрашены в белый цвет, системы полного давления – в черный цвет. На белых и черных трубопроводах, нанесены надписи «ПРИБОРНЫЙ ВОЗДУХ». На белых трубопроводах – черными буквами, на черных – белыми буквами. На трубопроводах нанесена также маркировка.

Дюритовые шланги используются для подсоединения приборов и блоков, а также приемников статического давления на плитах к металлическим трубопроводам. Если дюритовые и металлические трубопроводы имеют разные диаметры (в приборах ДКУ, КЗВ, КЗ-63), то для их соединения используются переходники. Для улучшения герметичности дюритовых трубопроводах со штуцерами приборов, приемниками статического давления, переходниками и металлическими трубопроводами места их соединений зажимаются хомутами. Дюритовые трубопроводы маркируются надписями, указывающими принадлежность к системе.

4. АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫЕ ПРИБОРЫ

Анероидно-мембранные приборы (рис.10) предназначены для измерения высоты полета вертикальной скорости снижения или набора высоты, барометрического давления, а также для измерения отклонения от заданной высоты.

Табл. 2. Состав системы

Блок	Тип	Кол-во шт.	Обозначение	Назначение
Высотомер	ВМ-15ПБ	1 или 2	H35/40 или H48/40	Измеряет и индицирует высоту в метрах относительно уровня, который определяется давлением, устанавливаемым вручную на шкале давления.
Высотомер в составе: указатель,	УВИД-15Ф УВ	- 1	- 1/845	Измеряет и индицирует высоту в футах относительно уровня, определяемого давлением, установленным на счетчике давления.
блок усилителя	БУ-1	1	2/845	Усиливает напряжение и мощность сигнала, пропорционального отклонению показаний УВИД от высоты полета, обеспечивает питание элект-

				трических цепей прибора.
Высотомер фирмы «Жежер»	55/81	1	H46/40	Измеряет и индицирует высоту полета (в футах) относительно уровня, который определяется давлением (в миллибарах), устанавливаемым вручную на счетчике давления.
Вариометр	ВР-30ПБ	3	H33/40 H34/40 H44/40	Измеряет и индицирует вертикальную скорость снижения и набора высоты.
Вариометр	ВР-75ПБ	1	H37/40	Измеряет и индицирует вертикальную скорость снижения и набора высоты.
Указатель высоты и перепада давления в кабине экипажа	УВПД5-0,8ПБ	2	H36/40 H42/40	Измеряет «высоту» в кабине экипажа и перепад между давлением воздуха в кабине экипажа и атмосферным давлением. Используется для контроля работы системы кондиционирования.
Датчик давления	ИКД-27Да	4	71/651 71/652, 71/654, 99/767	Измеряет атмосферное (статическое) давление и преобразует его в электрический сигнал, поступающий в электронную систему управления двигателями и систему кондиционирования.
Сигнализатор давления	ИКДрДф	4	91/767, 92/767, 93/767, 95/767	Измеряет перепад давлений в системе кондиционирования и вырабатывает сигнал «+27В», когда перепад давления достигает порогового значения.
Корректор-датчик высоты	КЗВ-0-15	3	H17/84, H19/84, H21/84	Измеряет величину отклонения высоты от заданного значения и абсолютную высоту полета и выдает соответствующие сигналы в САУ.

Основные технические данные

Диапазон работы:

высотомера ВМ-15ПБ

0 – 15000 м

Для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубежом:

высотомера УВИД-15фк

0 – 50000 фут

футомера «Жежер»

0 – 55000 фут

вариометра ВР-30ПБ

30 – 0 – 30 м/с

вариометра ВР-75ПБ

75 – 0 – 75 м/с

корректора-датчика высоты КЗВ-0-15

0 – 15000 м

ПРИМЕЧАНИЕ: Допустимые погрешности КЗВ при измерении отклонений от заданных значений высоты и абсолютной высоты указаны в паспорте корректора.

В связи с тем, что измерение высоты и вертикальной скорости полета производится путем измерения давления воздуха и скорости его изменения,

анероидно-мембранные приборы в качестве чувствительных элементов имеют анероидные коробки, которые преобразуют статическое давление в механические перемещения. Статическое давление поступает к приборам по трубопроводам системы статического давления. Механическое перемещение через редуктор передается на стрелки приборов (высотомер, вариометр) или на якорь индукционного датчика (КЗВ). (УВИД, КЗВ – для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж). Высота (вертикальная скорость) индицируется на шкалах приборов.

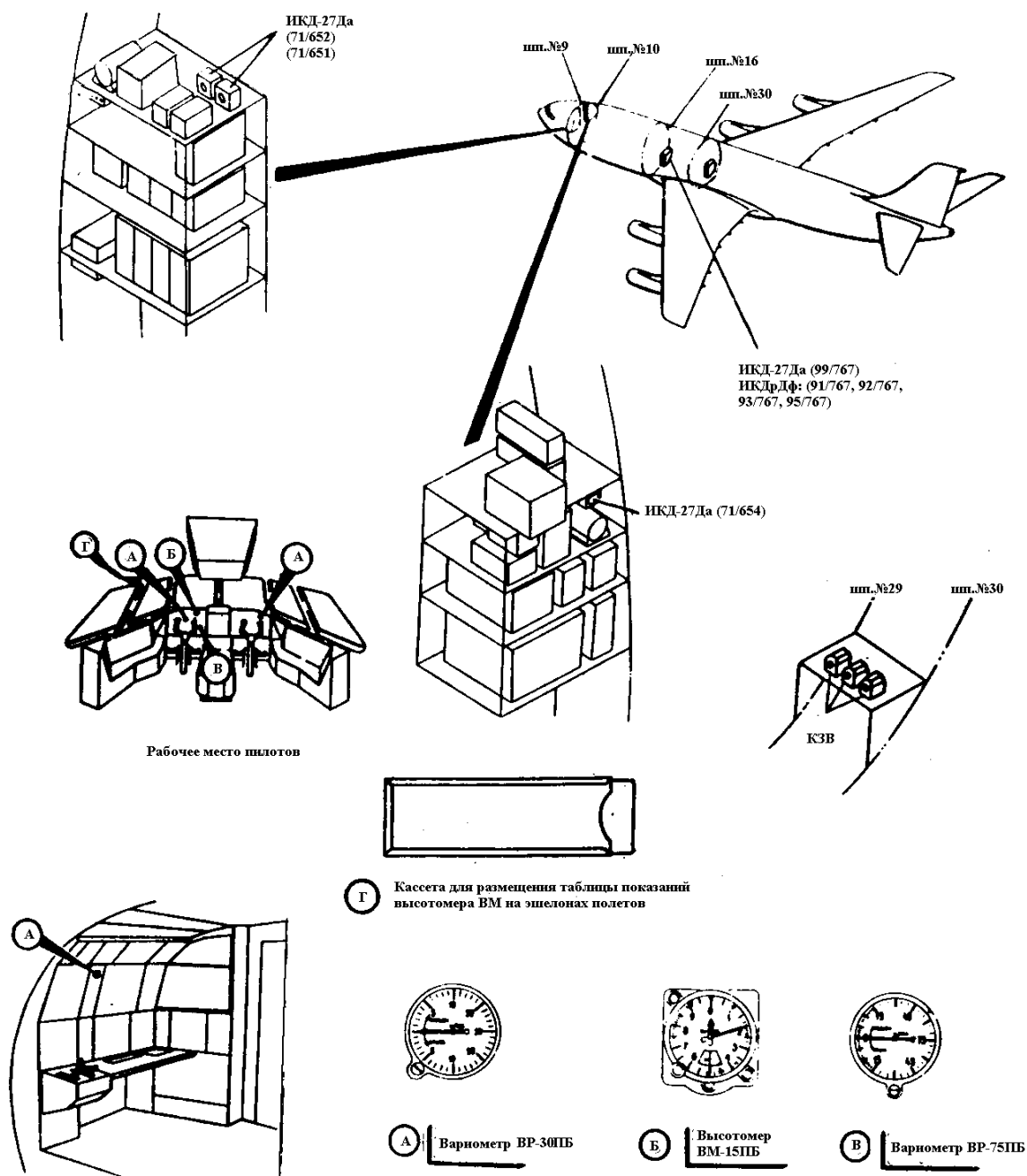


Рис.10. Размещение анероидно-мембранных приборов

Высотомер ВМ-15ПБ (рис.11) имеет шкалу высоты с тремя стрелками и шкалу давления с проволочным индексом. Один оборот большой стрелки соответствует 1000 м (цена деления 10 м), оборот малой стрелки соответствует 10000 м (цена деления 100 м), через каждые 10000 м стрелка-индекс перемещается на одно цифровое деление. Прибор имеет внутренний подсвет белого цвета.

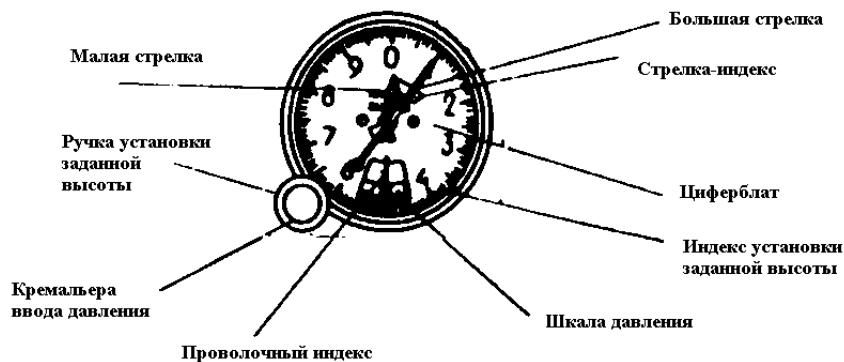


Рис.11. Высотомер ВМ-15ПБ

На передней панели высотомера имеются индекс установки заданной высоты, кремальера ввода давления и ручка установки индекса заданной высоты. На задней панели находится штуцер С для подключения высотомера к системе статического давления. Прибор установлен на левой панели приборной доски пилотов и крепится к ней винтами.

На самолетах, изготовленных в варианте для полетов за рубеж, приборы установлены на левой панели приборной доски пилотов, на приборной доске бортинженера и крепятся к ним винтами.

Высотомер УВИД-15Ф (рис.12) является электромеханическим прибором, измеряющим высоту полета в футах относительно заданного барометрического уровня.

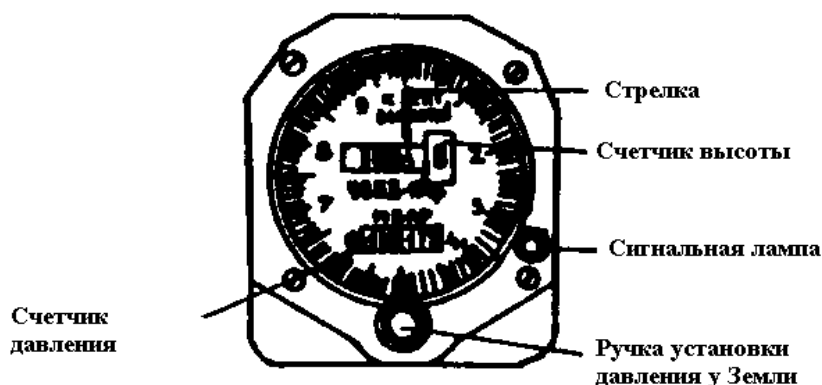


Рис.12. Указатель высотомера УВИД-15Ф

В состав высотомера входят указатель и блок усилителя. Барометрический уровень задается установкой на указателе соответствующего давления в миллибарах. Отсчет показаний производится по цифровому счетчику высоты и циферблату прибора. Цена деления циферблата равна 10 футам, оцифровка – через 100 футов, один оборот стрелки соответствует высоте 1000 футов. Цифровой счетчик высоты имеет четыре барабана. Барабаны индицируют (при счете справа - налево) первый – десятки футов, второй - сотни, третий – тысячи и четвертый барабан – десятки тысяч футов. Высотомер УВИД-15Ф подключен к первой линии статического давления самолета.

Установка давления производится ручкой «Р₀» на лицевой стороне прибора и контролируется по цифровому счетчику давления. Прибор питается переменным током напряжением 115В и постоянным током напряжением 27В. Переменный ток напряжением 115В подается из РУ211 через автомат защиты с маркировкой «ФУТОМЕР». Постоянный ток напряжением 27В подается из РУ213 через автомат защиты с маркировкой «СИГНАЛ ПНО». На передней панели указателя расположена сигнальная лампа, которая загорается при прекращении питания прибора переменным током. Лампа сигнализирует о неготовности высотомера к работе. Указатель высотомера установлен на левой панели приборной доски, блок усилителя – на левой балке крепления штурвала в техническом отсеке между шпангоутами №№ 1-2.

Футомер фирмы «Жежер» (рис.13) размещен на правой панели приборной доски пилотов. Корпус футомера имеет цилиндрическую форму. С лицевой стороны корпус герметично закрыт стеклами.

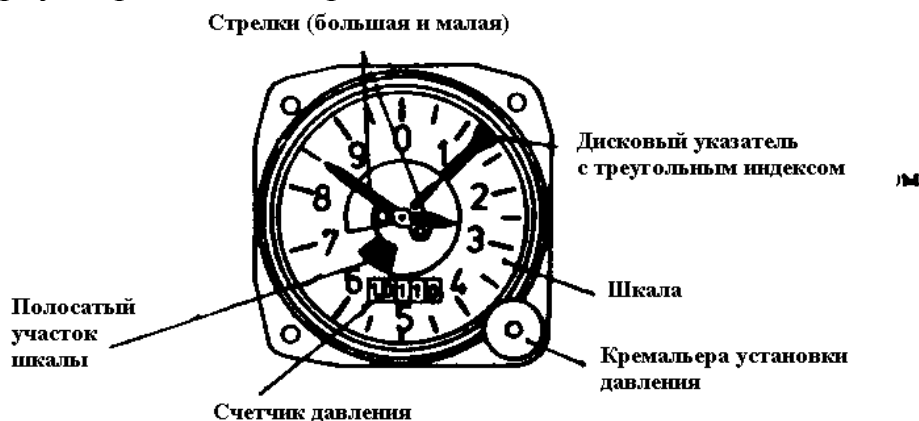


Рис.13. Высотомер фирмы «Жежер»

Под стеклом размещены шкала с двумя стрелками, дисконный указатель и счетчик давления. Отсчет высоты производится двумя стрелками (большой и малой) и дисконным указателем с треугольным индексом на конце. Циферблат оцифрован через 100 фут, цена деления 10 фут. Один оборот большой стрелки соответствует 1000 фут, один оборот малой стрелки – 1000 фут. Дисконный указатель с треугольным индексом перемещается на одно цифровое деление через

каждые 10000 фут. При повороте дискового указателя во время набора высоты постепенно закрывается полосатый участок шкалы прибора. Полосатый участок полностью открыт на высотах более 26000 фут. Счетчик давления имеет пять барабанов и указывает тысячи, сотни, десятки, единицы и десятые доли миллибар. На задней стороне прибора размещен штуцер для подвода статического давления во внутреннюю полость прибора. Прибор имеет белый подсвет.

Вариометры ВР-30ПБ и ВР-75ПБ. Приборы (рис.14) имеют шкалу с надписями «ПОДЪЕМ» и «СПУСК» и стрелку. На передней панели находится кремальера для установки стрелки прибора в нулевое положение на задней стенке размещен штуцер С, с помощью которого прибор подсоединяется к системе статического давления. Вариометры имеют внутренний подсвет белого цвета.

Вариометры ВР-30ПБ размещены на приборных досках пилотов и бортинженера и крепятся винтами. Вариометр ВР-75ПБ используется при экстренном снижении, когда вертикальная скорость снижения превышает 30 м/с. Прибор размещен на левой панели приборной доски пилотов и крепится винтами.

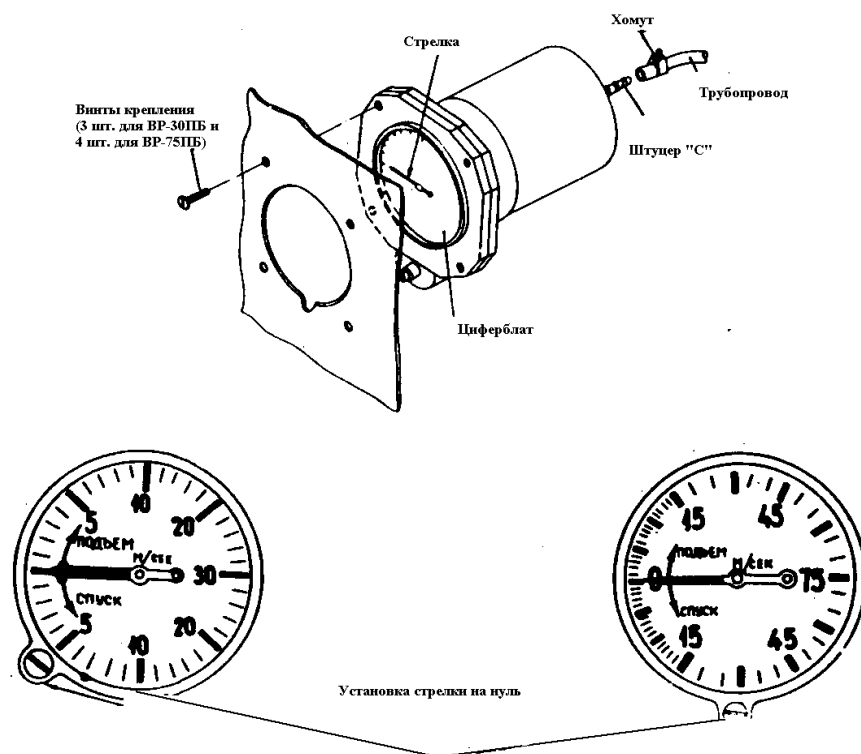


Рис.14. Вариометры ВР-30ПБ и ВР-75ПБ

Корректор-задатчик высоты КЗВ. Индукционный датчик (ИД) КЗВ (рис.15) преобразует линейное перемещение центра анероидной коробки в электрический сигнал, который усиливается в усилителях У1 или У2. Если автопилот не включен в режим «Стабилизация высоты» (КЗВ работает при этом в

режиме «Обнуление»), то сигнал с выхода У2 поступает на двигатель Д, который через редуктор поворачивает ИД таким образом, чтобы на его выходе сигнал был равен нулю. Одновременно двигатель перемещает щетку потенциометра П пропорционально текущей высоте полета.

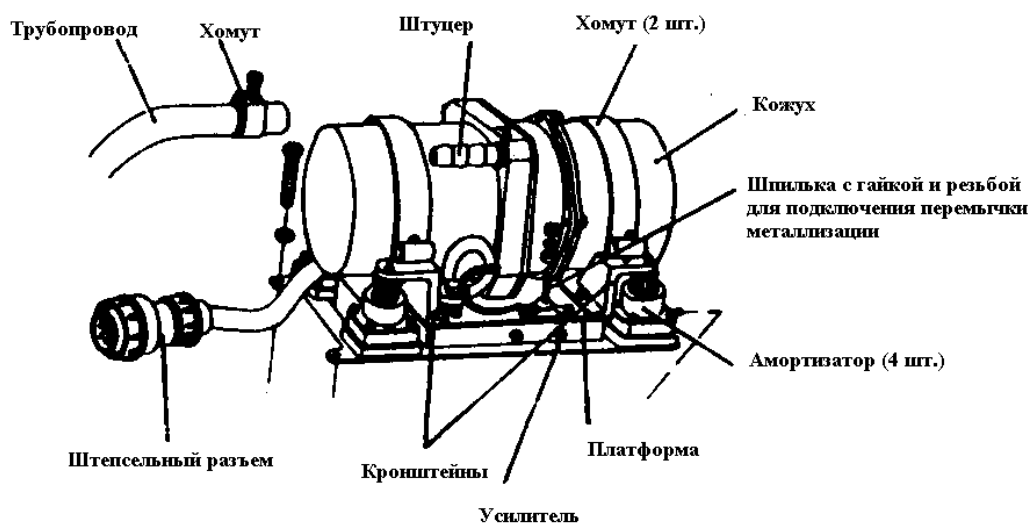


Рис.15. Корректор-задатчик высоты КЗВ-0-15

При включении автопилота САУ в режим «Стабилизация высоты» (КЗВ включается в режим «Коррекция») двигатель Д выключается, а на входе усилителя У1 при изменении высоты вырабатывается сигнал ΔH , пропорциональный величине отклонения от высоты, на которой был включен режим «Стабилизация высоты». Этот сигнал поступает на потенциометр П, с его выхода снимается сигнал ΔH с учетом текущей высоты и подается в автопилот САУ для устранения отклонения от заданной высоты. При этом на малой высоте в автопилот поступает сигнал больший, чем на большой высоте, при одном и том же отклонении от заданной высоты. Этим обеспечивается необходимая эффективность управления самолетом на различных высотах в режиме «Стабилизация высоты». На самолете установлено три КЗВ, которые работают независимо друг от друга. Сигнал ΔH от каждого КЗВ поступает в БФК, где производится их сравнение, осредненные (кворумированные) сигналы подаются в каналы I и II тангажа автопилота САУ. БФК контролирует исправность КЗВ. При отказе двух КЗВ (из трех) в БФК вырабатывается сигнал «ОТКАЗ Н», который поступает в САУ. При этом режим «Стабилизация высоты» автоматически выключается.

КЗВ смонтирован в цилиндрическом кожухе, который крепится к кронштейнам платформы с помощью двух хомутов. На фланце размещен штуцер Рс. Кронштейны платформы опираются на четыре амортизатора, которые закреплены на шасси КЗВ. Шасси крепятся к каркасу самолета. На платформе имеется шпилька с гайкой и шайбой для подключения перемычки металлизации, к ней снизу крепится усилитель КЗВ. Корректор имеет экранированный кабель с разъемом для подключения к бортовой сети самолета.

Для обеспечения резервирования КЗВ получают питание (рис.16) от независимых друг от друга источников постоянного и переменного тока через автоматы защиты ИКВСП. Сведения о шинах, от которых производится питание КЗВ, а также об автоматах защиты сведены в таблицу.

Таблица 3. Электропитание КЗВ

Потребитель	Постоянный ток 27 В			
	Шина	РУ	АЗС	Тип АЗС
КЗВ1	И2	РУ213	«ИКВСП,1»	АзРГК-15-2с
КЗВ2	И2	РУ223	«ИКВСП,2»	АзРГК-15-2с
КЗВ3	И1	РУ213	«ИКВСП,3»	АзРГК-10-2с
УВИД-15фк	И2	РУ213	«Сигнал»	АзРГК-5-2
Переменный ток 36 В				
Шина		РУ	Тип АЗС	
В, С	АзФ1к-3	РУ212	«ИКВСП,1»	
В, С	АзФ1к-3	РУ222	«ИКВСП,2»	
В	АзФ1к-2	РУ372 и понижающий трансформатор в РУ212	«ИКВСП,3 Тр-р»	
для С ₂	АзФ1к-2	РУ211	«Футомер»	

Работа высотомера ВМ-15. Перед полетом на высотомере кремальерой устанавливается давление воздуха на уровне земли, при этом стрелки прибора индицируют высоту, равную нулю. После взлета на высоте перехода на высотомере устанавливается давление, равное 760 мм. рт. ст., при этом высотомер индицирует высоту относительно уровня с давлением 760 мм. рт. ст. При использовании показаний прибора следует учитывать аэродинамические и инструментальные поправки (таблица типа «А» показаний высотомера на эшелонах полета имеется на борту самолета). Таблица размещается в специальной кассете в кабине экипажа на левом борту рядом с лючком для кагата аварийного покидания самолета. Перед посадкой в районе аэродрома на высоте перехода на высотомере опять устанавливается давление на уровне аэродрома посадки, при этом после посадки прибор показывает высоту, равную нулю.

Для самолетов изготовленных в варианте для полетов за рубеж. Высотомеры ВМ-15ПБ, УВИД-15ф и футомер «Жежер».

Перед полетом на высотомерах и футомере устанавливается давление (в мм. рт. ст. для ВМ в миллибарах для УВИД и «Жежер») на уровне земли, при этом приборы индицируют высоту, равную нулю. После взлета на высоте перехода на высотомерах и футомере следует установить давление, равное 760 мм. рт. ст. (1013,2 мб) при этом высотомеры и футомер индицируют высоту относительно уровня с давлением 760 мм. рт. ст. (1013,2 мб). При использовании показаний высотомеров ВМ и футомере «Жежер» следует учитывать суммарные поправки (таблицы поправок имеются на борту самолета). Перед посадкой в районе аэродрома на высоте перехода на высотомерах и футомере опять устанавливается давление на уровне аэродрома посадки, при этом после посадки высотомеры и футомер показывают высоту, равную нулю.

ПРИМЕЧАНИЕ: Если на лицевой панели УВИД загорится лампа, то установка давления на этом приборе запрещается.

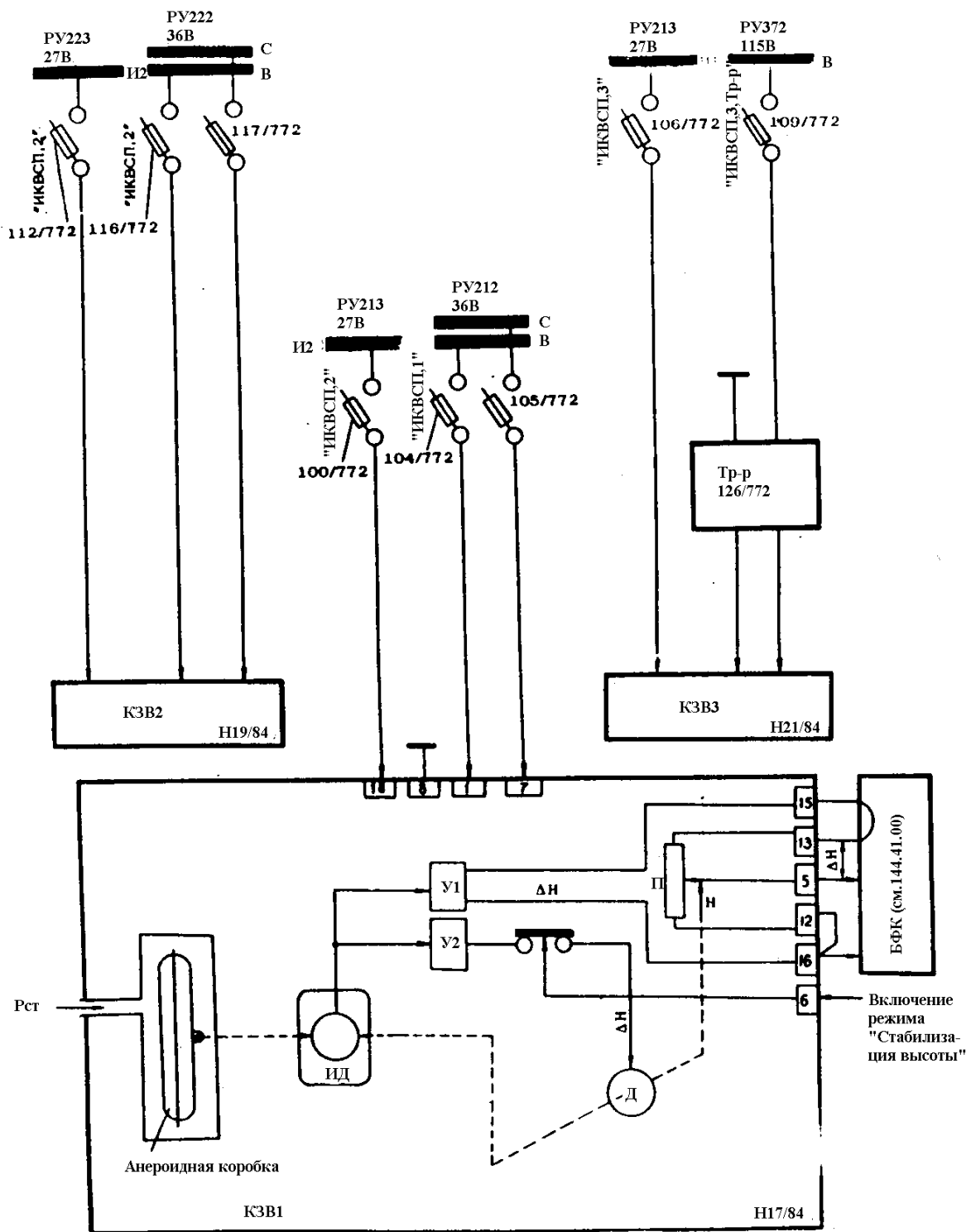


Рис.16. Функциональная схема КЗВ

На самолетах с указателем высоты УВИД-15фк, (УВ-Ф) и футомером «Жежер» на том же месте и рядом с PY223 установлены по две кассеты для

размещения таблиц типов «А» и «Б» показаний высотомера ВМ командира и бортинженера на эшелонах полетов.

ПРИМЕЧАНИЕ: На самолетах, где наряду с приборами, измеряющими высоту полета в метрах («УВ, ВМ»), установлены приборы, измеряющие высоту полета в футах (УВИД-15фк, УВ-Ф, «Жежер»), применяются таблицы показаний высотомеров на эшелонах полетов трех типов: «А», «Б» и «В». Таблицы типа «А» применяются для высотомеров УВ и ВМ при полетах на эшелонах России (внутренние линии), таблицы типа «Б» – для тех же высотомеров при полетах на эшелонах ИКАО (международные линии), таблица типа «В» – для указателей высоты УВИД-15фк (УВ-Ф) и футомера «Жежер» при полетах на эшелонах ИКАО.

Работа высотомера УВИД-15ф. Перед взлетом с зарубежного аэродрома на указателе УВИД устанавливается с помощью кремальеры давление, приведенное к среднему уровню моря. При этом показания высотомера должны соответствовать абсолютной высоте аэродрома в футах.

Перед взлетом с внутрисоюзного аэродрома стрелка указателя устанавливается кремальерой на нуль. При этом допустимые рассогласования между показаниями счетчика давления высотомера и данные о давлении, полученные от метеостанции, при различных температурах окружающей среды.

Таблица 4. Допустимые рассогласования давления

Температура окружающей среды, °С	Допустимое рассогласование, мбар при атмосферном давлении		
	960-1040	800-959 1041-1075	ниже 800
Выше 45	2,5	4,0	4,5
Выше 35 до 45	2,5	3,5	4,0
От 15 до 35	2,0	3,0	3,5
Ниже 15 до -25	2,5	3,5	4,5
Ниже -25 до -55	3,0	4,0	5,0

Если рассогласования превышают допустимые величины, то вылет самолета не разрешается.

При полетах по внутривосточным авиалиниям пользоваться показаниями УВИД-15Ф при исправных приборах, измеряющих высоту в метрах, запрещается.

Запрещается пользоваться кремальерой УВИД-15Ф, если на его передней панели горит красная лампа или не включена электропитание прибора.

Наземному персоналу и членам экипажа запрещается производить согласование указателей (счетчиков) давления с показаниями стрелок высотомеров ВМ и УВИД-15Ф без предварительной проверки высотомера с помощью КПА. Отсчет показаний УВИД-15Ф в полете производится по циферблату прибора с

учетом данных имеющейся на борту самолета таблицы его показаний на эшелонах полета.

В момент посадки на зарубежный аэродром показание высотомера УВИД-75ф будет соответствовать абсолютной высоте аэродрома над средним уровнем моря. Перед посадкой на внутрисоюзный аэродром на УВИД-15ф устанавливается давление на уровне аэродрома посадки; в момент касания ВПП показания высотомера должны быть нулевыми.

Работа вариометров ВР-30ПБ и ВП-75ПБ. В полете вариометры, измеряя скорость изменения атмосферного давления, индицируют вертикальную скорость снижения или набора высоты. Во время проверки герметичности системы статического давления в системе (при создании или снятии разрежения) вариометры индицируют скорость изменения разрежения в м/с. Если для каких-либо приборов или систем, подключенным к системе статического давления, не допускается резких изменений давления, то для контроля за изменением давления используются вариометры. В полете при резком снижении или во время проверки при резком изменении разрежения стрелка вариометра может перейти на противоположный участок шкалы, при этом прибор неправильно индицирует вертикальную скорость.

Работа корректора-задатчика высоты КЗВ-0-15. При включении питания КЗВ работает в режиме «Обнуление». На его выходе сигнал постоянно равен нулю, несмотря на то, что изменяется скорость полета. Щетка потенциометра П перемещается пропорционально высоте полета. При нажатии на пульте режимов САУ кнопки «ВЫС» или в момент выхода самолета на заданный эшелон (если предварительно нажата кнопка «Н₃» на пульте вертикального маневра) канал тангажа автопилота САУ переходит в режим «Стабилизация высоты». При этом все три КЗВ переходят в режим «Коррекция», двигатель Д отключается. Если высота полета самолета отличается от заданного значения, то вырабатывается сигнал ΔH , который поступает в автопилот, рули высоты при этом отклоняются и самолет восстанавливает заданную высоту.

Режим «Стабилизация высоты» может быть включен при наличии сигнала готовности КЗВ, который вырабатывается в БФК. Если используемый КЗФ неисправен (его сигнал ΔH будет отличаться от осредненного сигнала на величину, превышающую допуск), то неисправный КЗВ автоматически отключается. При отказе второго КЗВ использовать режим «Стабилизация высоты» в автопилоте невозможно, гаснет лампа «ВЫС» на пульте режимов САУ.

При выключении режима «Стабилизация высоты» все КЗВ переходят в режим «Обнуление».

5. АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗКИ С СИГНАЛИЗАЦИЕЙ АУАСП-32

Автомат углов атаки и перегрузки (рис.17) обеспечивает:

- измерение в полете текущих углов атаки α_T и вертикальных перегрузок n_y ;
- вычисление допустимых углов атаки $\alpha_{доп}$;
- индикацию допустимых и текущих углов атаки и вертикальной перегрузки;
- сигнализацию о наступлении предельного режима по углу атаки и вертикальной перегрузке.

На самолете установлено два автономных комплекта аппаратуры АУАСП: один комплект на левом борту, другой – на правом. Состав автомата приведен в таблице 5.

Табл.5. Состав АУАСП

Блок	Тип	Колич шт.	Обозначение	Назначение
Датчик углов атаки	ДУА-9р	2	Н3/13, Н4/13	Измеряет местные текущие углы атаки и преобразует их в электрический сигнал.
Датчик критических углов атаки	ДКУ-18р	2	Н7/13, Н8/13	Вычисляет допустимый угол атаки как функцию числа М и выдает его в виде электрического сигнала.
Датчик перегрузки	ДП-1-3	2	Н9/13, Н10/13	Измеряет вертикальные перегрузки n_y и преобразует их в электрический сигнал.
Указатель углов атаки и перегрузки	УАП-32	2	Н1/13, Н2/13	Индیکیрует текущие и допустимые углы атаки и вертикальную перегрузку.
Блок коммутации	БК-2р	2	Н5/13, Н6/13	Обеспечивает питание автомата постоянным и переменным током; включение автомата, а также переключение режимов “Взлет– посадка” и “Полет”; усиление сигналов и выдачу их на указатель; импульсную работу сигнализации предельного режима; регулировку и проверку автомата (в том числе с помощью встроенного контроля).
Самолетное оборудование				
Переключатель “АУАСП-	ПНГ-15	2	Н11/13, Н12/13	Включает встроенный контроль и производит обнуление автомата.

контроль”				
Реле	ТКЕ26П1Г	1	Н15/13	Срабатывает, если угол атаки равен $\alpha_{\text{доп}} - 0,5^\circ$ и выдает сигнал “+27 В” в ССОС.

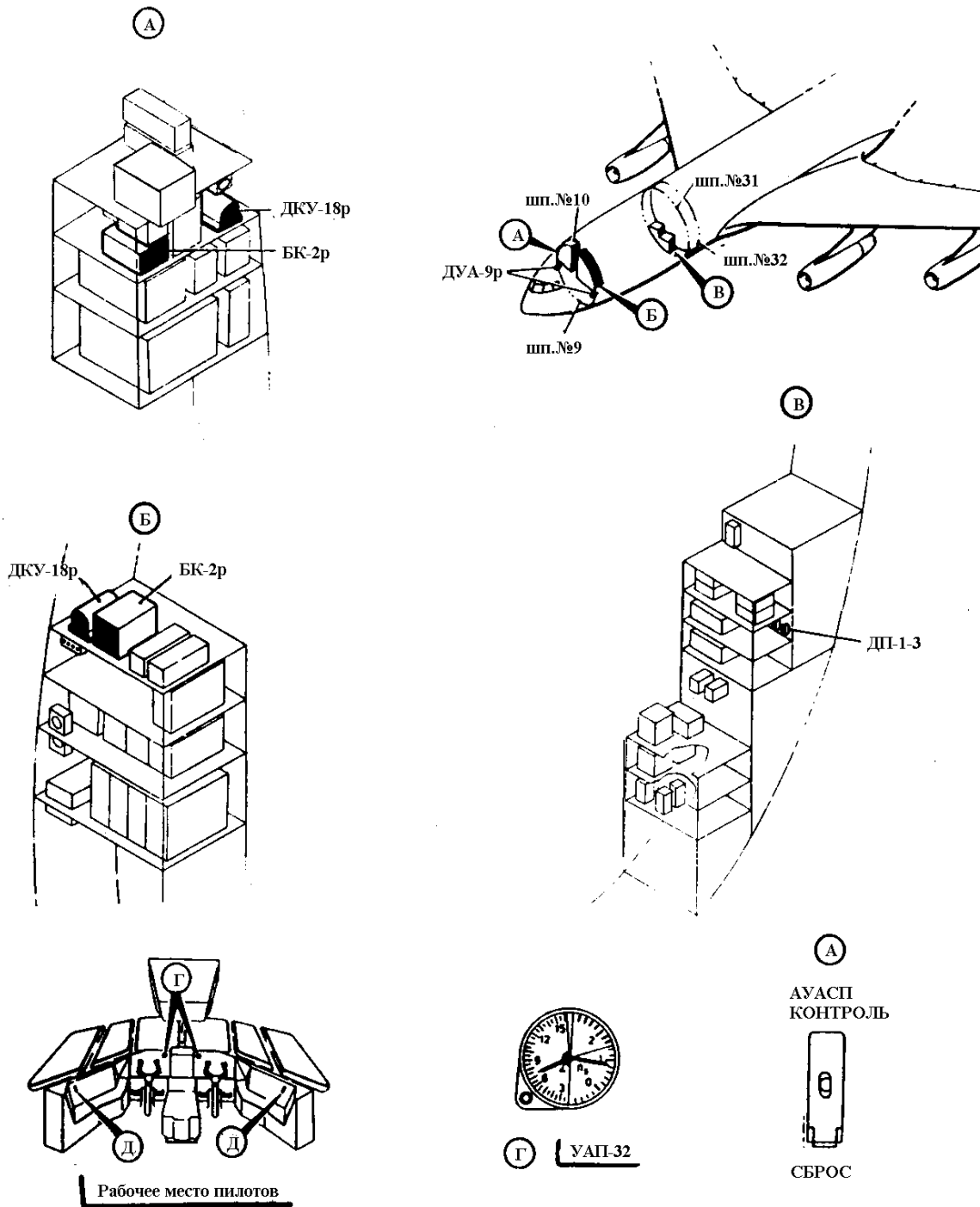


Рис.17. Размещение приборов и блоков АУАСПИ-32

Основные технические данные

Допустимые погрешности индикации:

текущий угол атаки

$\pm 0,5$ град

допустимый угол атаки	$\pm 0,5$ град
вертикальная перегрузка	$\pm 0,2$
Угол атаки, при котором включается сигнализация предельного режима	$\alpha_{\text{доп}} - 0,5 \pm 0,5$ град
Перегрузка, при которой включается сигнализация по каналу n_y	$1,5 \pm 0,2$
Диапазон измерения текущих углов атаки	от 0 до 15 град
Диапазон измерения вертикальных перегрузок	от -1 до 3

Принцип действия автомата понятен из функциональной схемы (рис.18) и основан на непрерывном измерении текущих углов атаки, вертикальных перегрузок и вычисления допустимого угла атаки в зависимости от числа M .

Указанные параметры преобразуются датчиками углов атаки, допустимых углов атаки и перегрузок в электрические сигналы, которые поступают в блок коммутации, а затем индицируются на указателях автомата.

Текущие местные углы атаки измеряет датчик углов атаки ДУА. Он имеет флюгер, который устанавливается по направлению воздушного потока, при этом угловое положение флюгера относительно оси самолета, пропорционально углу атаки, преобразуется в электрический сигнал и поступает в блок коммутации (БК).

В блоке коммутации местные углы атаки α_m преобразуются в текущие углы атаки самолета α_T по закону: $\alpha_T = 3,5 + 0,555 \alpha_m$.

Допустимый угол атаки вычисляет датчик критических углов атаки ДКУ. Датчик получает информацию о полном и статическом давлении, определяет текущее значение числа M и вычисляет величину допустимого угла атаки как функцию числа M . Значение $\alpha_{\text{доп}}$ поступает в блок коммутации.

Вертикальная перегрузка измеряется акселерометром датчика перегрузок, преобразуется в электрический сигнал и также поступает в БК.

Автомат углов атаки и перегрузок работает в двух режимах: взлетно-посадочном и полетном. Режимы включаются автоматически.

Взлетно-посадочный режим включается:

- при разбеге самолета в момент снятия обжатия шасси с закрылками, выпущенными на угол $\geq 20^\circ$;
- при заходе на посадку и посадке самолета с закрылками, выпущенными на угол $\geq 20^\circ$, и сохраняется до полного угла отклонения закрылков.

При этом на указатель поступает сигнал, пропорциональный допустимому углу атаки при взлете или посадке (α_B), который вырабатывается датчиком α_B в БК-2р, и сигналы, пропорциональные текущим значениям угла атаки и вертикальной перегрузки.

Указатель УАП индицирует:

- $\alpha_{\text{доп}}$ ($\alpha_{\text{в}}$) -поворотом сектора; отсчет производится по шкале углов атаки;
- $\alpha_{\text{т}}$ -поворотом стрелки относительно шкалы углов атаки;
- $n_{\text{у}}$ - поворотом стрелки относительно шкалы перегрузки.

Выход самолета на предельный режим определяется приближением текущего угла атаки к допустимому или перегрузки – к предельной перегрузке. При этом на указателе стрелка текущих углов атаки приближается к нижнему радиусу сектора допустимых углов атаки или стрелка перегрузок – к предельной величине перегрузок, обозначенной радиусом, отделяющим закрашенный сектор на шкале перегрузок. Одновременно в УАП вырабатываются электрические сигналы “+27В $\alpha_{\text{доп}}$ ” и “+27В $n_{\text{у}}$ ”, которые поступают на мигающий световой сигнализатор (лампу) УАП и в МСРП. Сигнал $\alpha_{\text{доп}}$, поступающий от УАП левого пилота, кроме того, суммируется с сигналом $\alpha_{\text{доп}}$ поступающим от УАП правого пилота, в коробке Н300. При этом в коробке Н300 срабатывает реле Н15/13 и своими контактами подает напряжение 27В постоянного тока в САС через автомат защиты “СИГНАЛ ПНО” и в ССОС через автомат защиты “САУ, ПИТ”, а также подключает громкоговоритель для обеспечения звуковой сигнализации.

Для проверки работоспособности АУАСП предусмотрен встроенный контроль. Для включения системы встроенного контроля переключатель “АУАСП” на левом и правом пультах пилотов установить в положение “контроль”, при этом на УАП индицируются контрольные значения параметров, одновременно срабатывает сигнализация (мигает лампа на УАП). Для включения переключатель “АУАСП” установите в положение “СБРОС”, стрелки и сектор УАП возвращаются в исходное положение.

Для предотвращения обледенения флюгеров ДУА используется электрообогрев, который осуществляется совместно с электрообогревом ППД.

Датчик углов ДУА-9р (рис.19) представляет собой флюгерный датчик. В полете флюгер свободно ориентируется по направлению потока воздуха и при этом поворачивается относительно оси самолета пропорционально углу атаки самолета. На фланце датчика имеются два фиксаторных штифта, обеспечивающих установку датчика в определенном положении относительно строительной оси самолета. На фланце, кроме того, имеются четыре отверстия с самоконтрящимися гайками для крепления датчика, а с тыльной стороны – штепсельный разъем для подключения датчика к бортовой сети.

Датчики размещены на левом и правом бортах фюзеляжа в зоне шпангоута №9. Во время стоянки самолета флюгер датчика должен быть закрыт кожухом, который крепится к фюзеляжу двумя невыпадающими винтами. Для предупреждения случаев неправильной установки защитных кожухов (дренажны-

ми отверстиями вверх) на верхней и нижней поверхностях кожухов нанесены хорошо видимые надписи “ВЕРХ” и “НИЗ”.

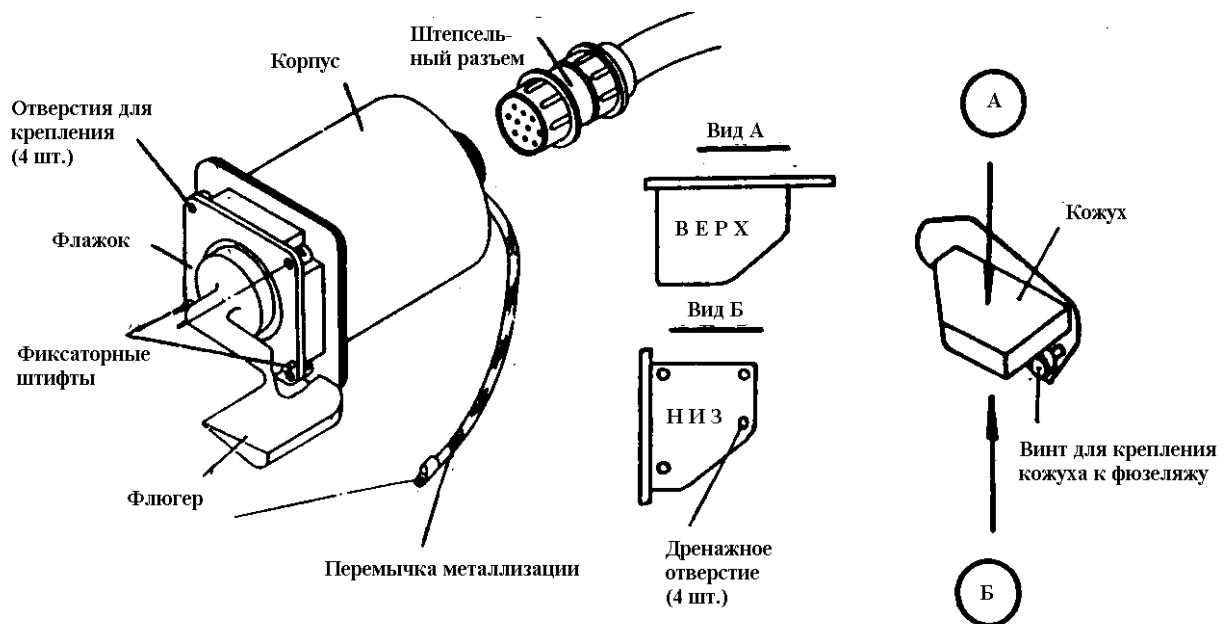


Рис.19. Датчик углов атаки ДУА-9р

Датчик критических углов ДКУ-18р (рис.20) состоит из собственно датчика, магнитного усилителя, монтажной платформы, амортизаторов и крепежной платформы. В цилиндрическом кожухе датчика смонтирован анероидно-мембранный узел, который воспринимает полное и статическое давление и вычисляет число M .

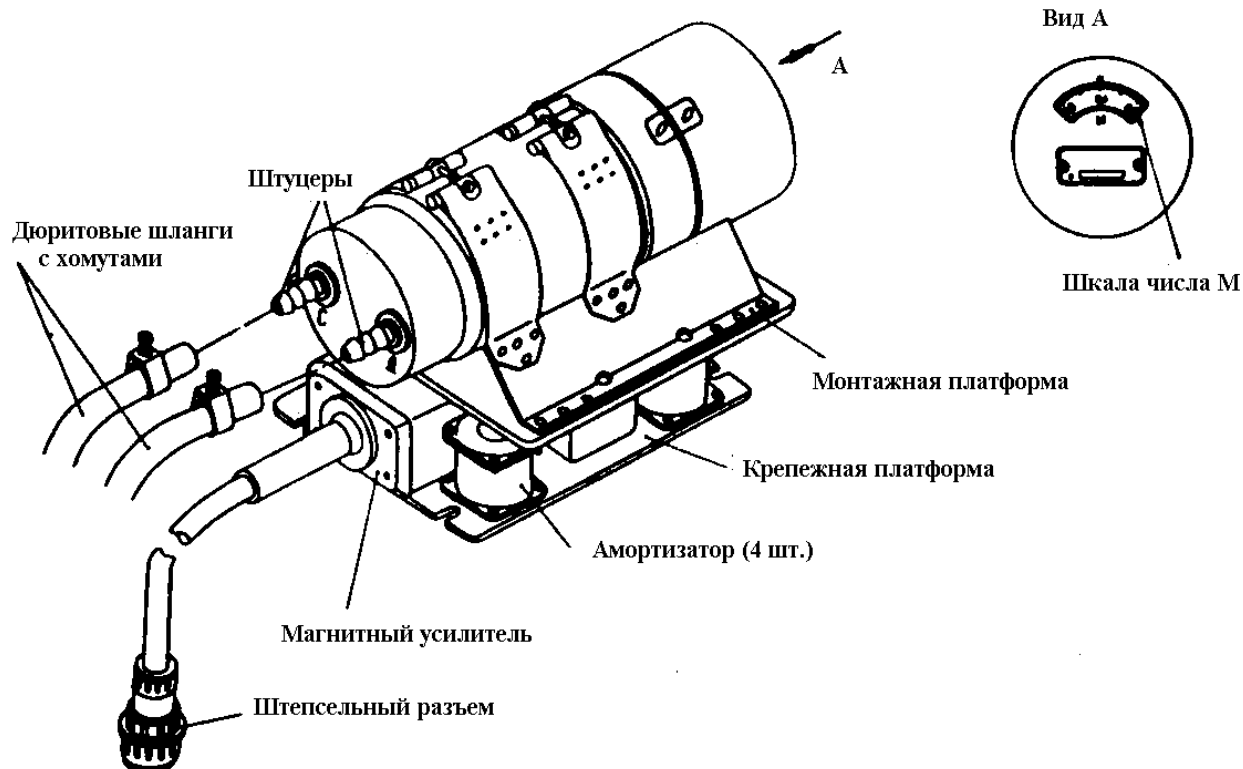


Рис.20. Датчик критических углов ДКУ-18р.

На одном торце кожуха имеются штуцера С и Д, на другом – окно со шкалой числа М. Датчик закреплен металлическими лентами на плате монтажной платформы. Магнитный усилитель установлен под платой и закреплен на ней. Монтажная платформа служит для механического и электрического соединения частей прибора, она установлена на четырех амортизаторах крепежной платформы. Крепежная платформа имеет специальные вырезы для установки прибора на каркас самолета. Для подключения к бортовой сети прибор имеет кабель со штепсельным разъемом. Датчики размещены в техническом отсеке за кабиной экипажа (шпангоуты № 9, № 10), на этажерке на левом и правом бортах.

Датчик перегрузок ДП-1-3 (рис.21) вырабатывает электрический сигнал, пропорциональный вертикальной перегрузке. Датчик размещен в герметическом корпусе, который крепится к каркасу самолета шестью винтами. Для соединения с бортовой сетью датчик имеет штепсельный разъем, рядом с разъемом нанесены стрелки и обозначения “+G” и “-G”, используемые для правильной установки датчика на самолет.

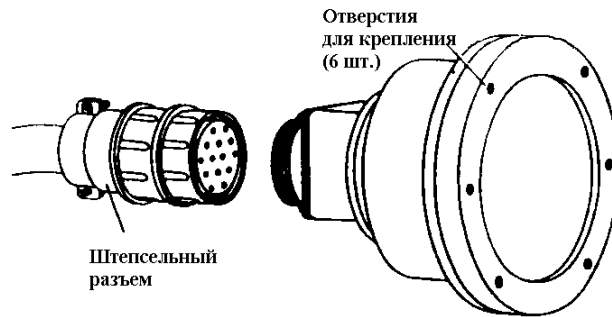


Рис.21. Датчик перегрузки ДП-1-3

Указатель углов атаки и перегрузки УАП-32 (рис.22) является комбинированным прибором, он индицирует три параметра: α_T , $\alpha_{доп}$ и n_y , - вырабатывает сигналы “+27В $\alpha_{доп}$ ” и сигнализирует (мигает лампа) о выходе самолета на предельный режим. Указатель выполнен в виде цилиндрического корпуса. На лицевой стороне корпуса имеются фланец и стекло. Под стеклом размещены элементы индикации: шкалы, стрелки и подвижный сектор. На фланце установлена сигнальная лампа с красным светофильтром. На задней стенке корпуса имеется штепсельный разъем. Прибор крепится к приборной доске винтами.

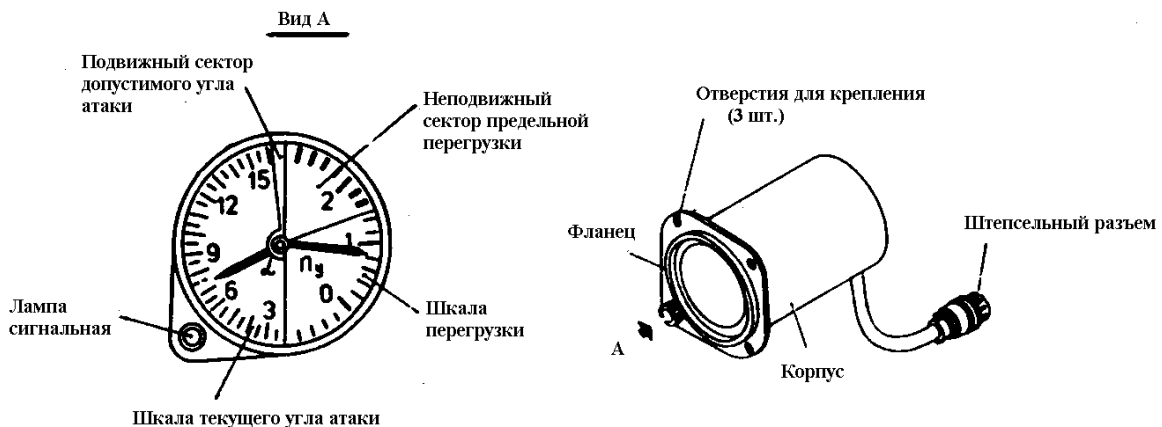


Рис.22. Указатель углов атаки и перегрузки УАП-32

Блок коммутации БК-2р (рис.23) обеспечивает:

- питание автомата постоянным и переменным током;
- включение автомата и переключение с взлетно-посадочного режима на полетный;
- выдачу сигнала α_v (значение допустимого угла атаки при взлете и посадке);
- импульсную работу световой сигнализации предельных режимов на указателе;
- усиление сигналов.

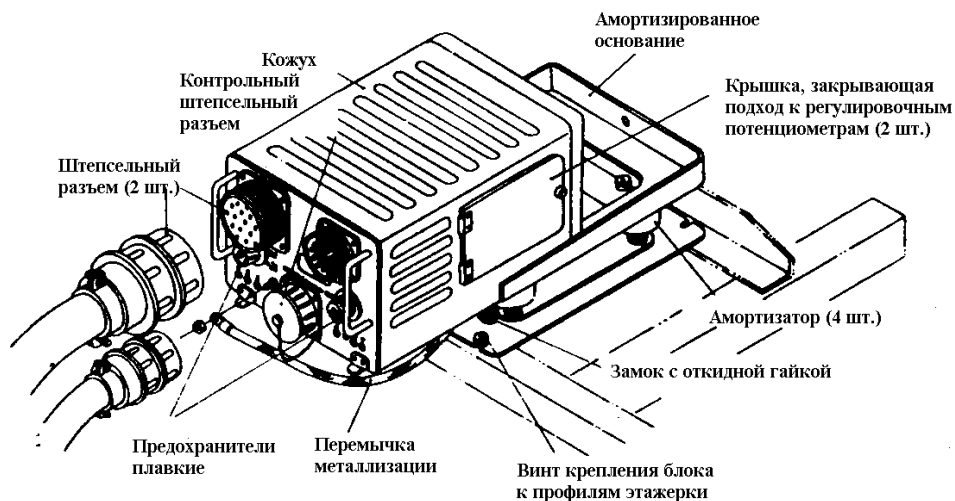


Рис.23. Блок коммутации БК-2р

Блок коммутации установлен на амортизированном основании. Основная часть элементов блока смонтирована на шасси, закрытом кожухом. На передней панели блока размещены три штепсельных разъема, один из которых (Ш9) закрыт заглушкой, клемма для перемычки металлизации, два плавких предохранителя в цепях постоянного и переменного тока и ручки для снятия и установки блока.

На верхней и боковой стенках кожуха блока имеются вентиляционные жалюзи и окна, закрытые сеткой. На боковых стенках кожуха имеются также окна, закрытые крышками, для доступа к шлицам регулировочных потенциометров. Амортизированное основание блока закреплено на этажерке в техническом отсеке за кабиной экипажа (шпангоуты № 9 – 10), на левом и правом бортах. Блок крепится к амортизированному основанию фиксирующим штырем и двумя замками с откидными гайками.

АУАСП питается постоянным током, напряжением 27В и переменным током, напряжением 115В. Питание постоянным током производится от шины И1 через автоматы защиты “АУАСП 1, ПИТ” (левый) и “АУАСП 2, ПИТ” (правый) типа АЗРГК-2-2с и “АУАСП 1, ОБОГР” (левый) и “АУАСП 2, ОБОГР” (правый) типа АЗГРК-10-2с. Автоматы защиты, защищающие цепи питания АУАСП левого пилота, размещены на РУ213, автоматы защиты, защищающие цепи питания АУАСП правого пилота, - на РУ223.

Питание переменным током производится от шины А₂ через автоматы “АУАСП 1” (для левого комплекта) и “АУАСП 2” (для правого комплекта), размещенные на РУ211 и РУ221 соответственно. Оба автомата защиты типа АЗФ1К-2.

При наличии питания система готова к проверке работоспособности с помощью встроенного контроля. Когда переключатель “АУАСП” на левом (для

левого комплекта) или правом (для правого комплекта) пультах находится в положении “Контроль”, в БК-2р вырабатываются сигналы, пропорциональные допустимому углу атаки и предельной вертикальной перегрузке. При этом на УАП стрелка “ α_T ” совпадает с нижним радиусом подвижного сектора “ $\alpha_{доп}$ ”, стрелка “ n_y ” перемещается в сектор недопустимых перегрузок; одновременно мигает лампа и звучит зуммер в телефонах и прерывистый звуковой сигнал в громкоговорителе кабины пилотов. Для приведения системы в исходное положение переключатель “АУАСП” установите в положение “СБРОС”.

В полете система включается автоматически концевым выключателем, который замыкается при снятии обжатия шасси во время взлета самолета. Если закрылки выпущены на угол $\geq 20^\circ$ при взлете или на $20^\circ + 40^\circ$ при заходе на посадку и посадке, то в БК вырабатывается сигнал α_B - взлетный (посадочный) допустимый угол атаки, не зависящий от числа М. При выпуске закрылков на угол менее 20° вместо сигнала α_B подключается сигнал $\alpha_{доп}$ от ДКУ, изменяющийся в зависимости от числа М. При увеличении числа М значение $\alpha_{доп}$ уменьшается.

6. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ОПАСНОЙ СКОРОСТИ

Система сигнализации опасной скорости (ССОС) (рис.24) предназначена для предупреждения экипажа об опасной скорости сближения с землей. Состав ССОС приведен в таблице 6. Схема ССОС представлена на рисунке 25.

Диапазоны срабатывания ССОС показаны на рисунке 26.

Табл. 6. Состав системы ССОС

Блок	Тип	Кол. шт	Обозначение	Назначение
Вычислитель вертикальной скорости	ВВС	1	Н32/84	Вычисляет вертикальную скорость сближения с землей и вырабатывает сигнал исправности ВВС
Вычислитель логический	ВЛ	1	Н32/84	Задаёт зависимость опасных значений V_y от истинной высоты полета. Вырабатывает предупреждающую сигнализацию при возникновении опасной ситуации в полете; выдает сигнал исправности ССОС
Блок датчика линейных ускорений	БДЛУ-1-3 серия 2	1	Н36/84	Измеряет линейное ускорение вдоль вертикальной оси самолета
Рама амортизационная	-	1	Н32/84	Служит для установки и подсоединения к бортсети блоков ВВС и ВЛ и обеспечивает удобный монтаж/демонтаж этих блоков
Самолетное оборудование				
Переключатель	ПЗН-с	1	Н37/84	Служит для подачи контрольных

«КОНТРОЛЬ ССОС»	0002 ПЗНГ- 15к-по 0001			сигналов на блоки ССОС при использовании системы встроенного контроля
Табло «ССОС ИСПРАВНА»	ТС-5	1	H56/84	Сигнализирует об исправности ССОС
Табло «ОПАСНО ЗЕМЛЯ»	ТС-5	2	H42/84, H41/84	Сигнализирует об опасной ситуации

Основные технические данные

Время готовности	не более 3 мин	
Потребляемая мощность:	постоянный ток	25 Вт
	переменный ток	80 ВА

Система измеряет вертикальную скорость сближения с землей и, получая одновременно информацию о высоте полета, положении шасси, вырабатывает в полете предупредительную сигнализацию (мигает табло «ОПАСНО ЗЕМЛЯ» и в телефонах звучит зуммер):

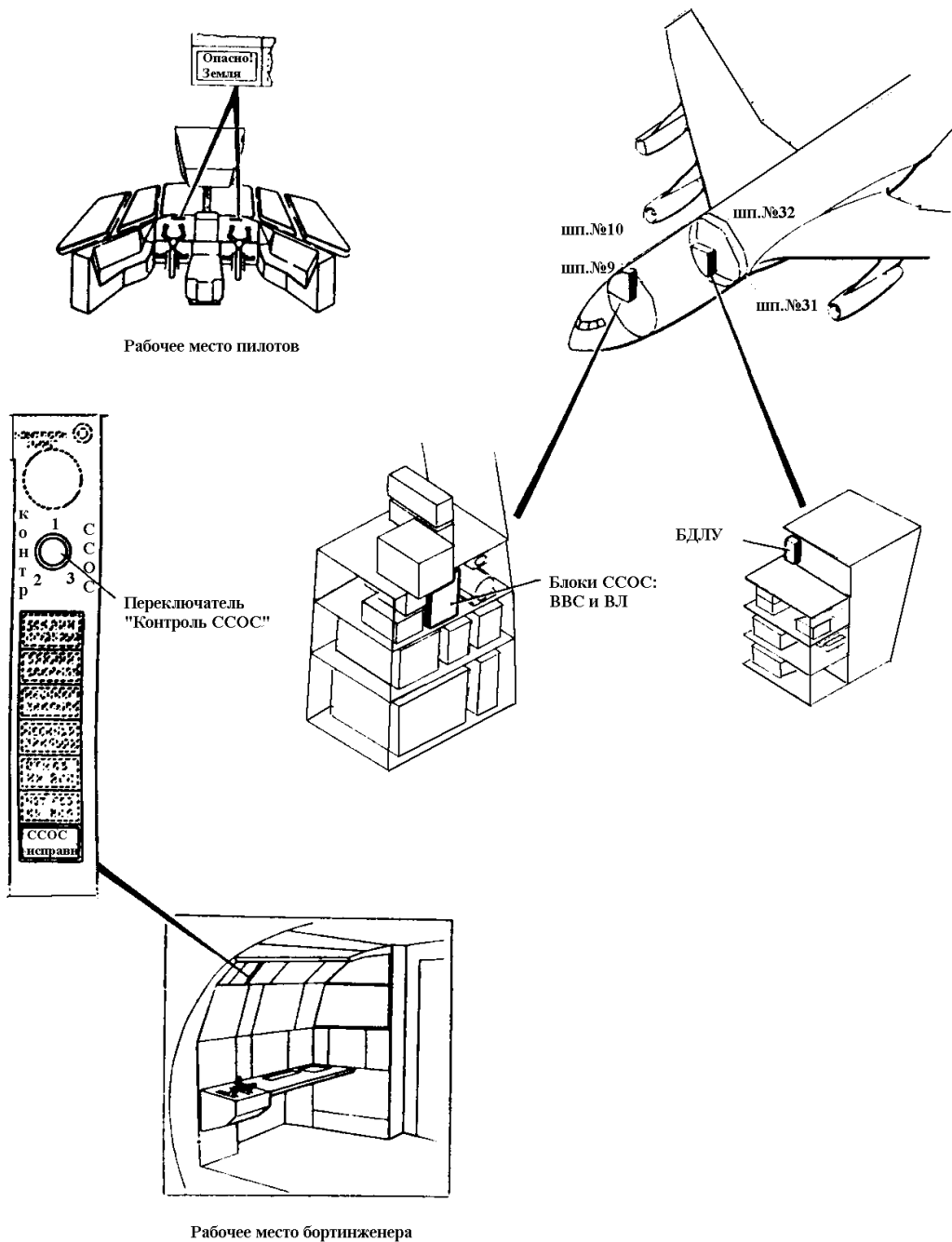


Рис.24. Размещение блоков ССОС

- в режиме набора высоты после взлета и уборки шасси в диапазоне истинных высот 50-250 м, если самолет начинает снижаться с вертикальной скоростью, превышающей 1,6 м/с;
- в режиме снижения над равнинной местностью в диапазоне высот 600-50 м, если вертикальная скорость снижения превышает опасное значение для текущей высоты полета;

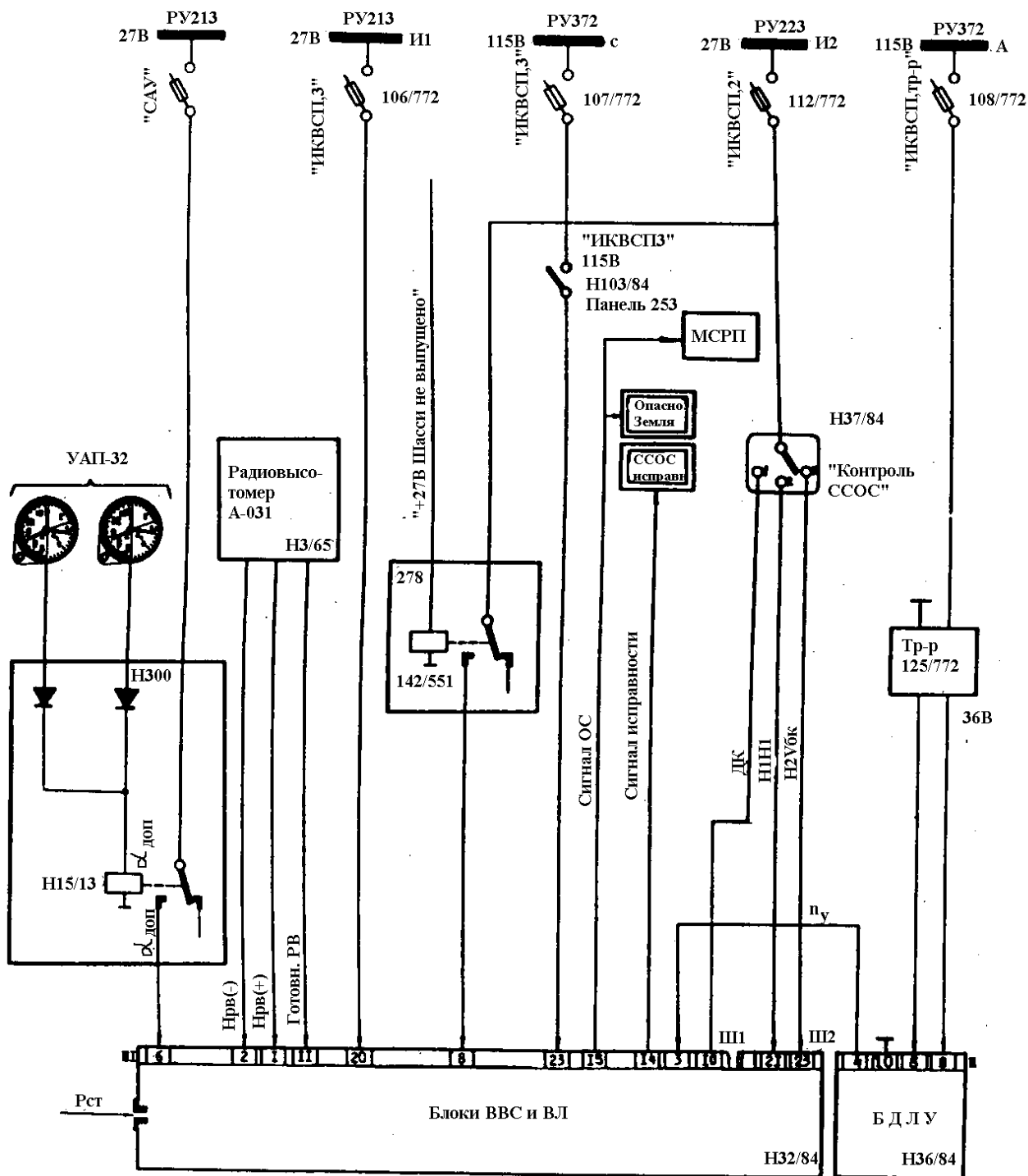


Рис.25. Схема ССОС

- в полете над пересеченной местностью в диапазоне высот 400-50 м, если вертикальная скорость сближения с неровностями рельефа превышает опасное значение для текущей высоты полета;
- в режиме снижения с убраным шасси на высоте 250 м и ниже. На вход блока ВВС поступают:
- сигнал, пропорциональный истинной высоте полета, - от радиовысотомера А-031 командира корабля;

- статическое давление – от второй линии системы статического давления;
- сигнал, пропорциональный ускорению ЦТ самолета вдоль его вертикальной оси, - от БДЛУ;
- сигнал «Шасси убрано» - через контакты реле 142/551;
- сигнал « $\alpha_{\text{доп}}$ » - от УАП-32 (АУАСП) при выходе самолета на предельно допустимый угол атаки.

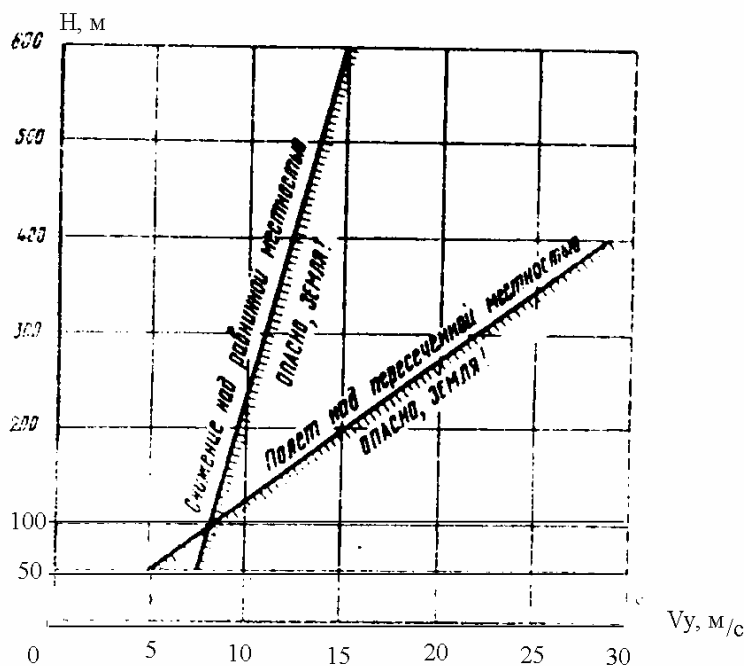


Рис.26. Диапазоны срабатывания ССОС

Статическое давление в ВВС преобразуется в сигнал барометрической (относительной) высоты, который затем дифференцируется. При этом вырабатывается сигнал, пропорциональный вертикальной барометрической скорости самолета V_{yb} . Сигналы радиовысотомера, пропорциональные истинной высоте полета, также дифференцируются в скорость изменения истинной высоты полета V_{yp} . Сигналы БДЛУ интегрируются и также преобразуются в сигналы вертикальной инерциальной скорости V_{yi} .

Если текущая истинная высота полета меньше допустимого значения, вычисленного ВЛ в зависимости от вертикальной скорости, то вырабатывается предупреждающий сигнал; при этом загорается и мигает табло «ОПАСНО ЗЕМЛЯ», в телефонах прослушивается зуммер, одновременно предупреждающий сигнал поступает в МСРП.

ВЛ, получая информацию о вертикальной скорости, высоте, положении шасси, вырабатывает предупреждающий сигнал после взлета, если вместо набора высоты самолет начинает снижаться с вертикальной скоростью более 1,6 м/с, а также при снижении, если на высоте менее 250 м не выпущено шасси.

Кроме того, ВЛ при получении информации об исправности блоков системы вырабатывает сигнал об исправности, при этом горит табло «ССОС ИСПРАВНА».

Предупреждающие сигналы об опасном сближении с землей не вырабатываются системой, если угол атаки самолета достигнет предельно допустимого значения или при отказе радиовысотомера.

БДЛУ имеет акселерометр, измерительная ось которого совпадает с вертикальной осью самолета. На выходе БДЛУ вырабатывается сигнал, пропорциональный вертикальному ускорению самолета.

Система состоит из трех блоков: вычислителя вертикальной скорости (ВВС), логического вычислителя (ВЛ) и блока датчика линейных ускорений.

ВВС и ВЛ установлены на общей амортизационной раме и крепятся к ней с помощью направляющих штырей и накидных осей с фасонными гайками. К бортовой сети блоки подключаются через штепсельные разъемы рамы. На задней панели каждого блока имеется разъем РПКМ, который при установке блока на раму стыкуется с ответной частью на раме.

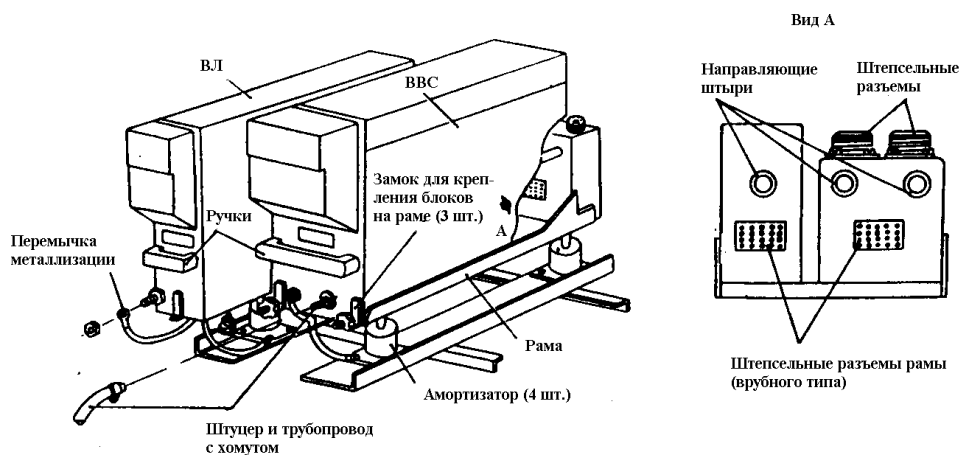


Рис.27. Блоки ССОС

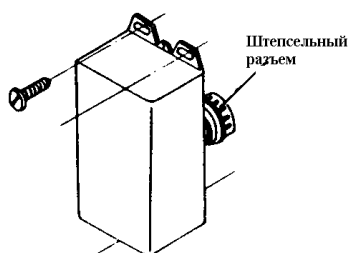


Рис.28. Блок датчика линейных ускорений БДЛУ-1-3

Рама крепится к каркасу самолета на четырех амортизаторах, имеет две перемычки металлизации и размещена в техническом отсеке за кабиной экипажа (шпангоуты № 9, 10), на этажерке у правого борта.

БДЛУ размещен в зоне центра тяжести самолета и закреплен на каркасе самолета винтами.

Переключатель «КОНТРОЛЬ ССОС» – нажимной, имеет три положения, размещен на панели управления АСУУ приборной доски бортинженера.

ССОС питается от шин левого борта. Блоки ВВС и ВЛ питаются постоянным током напряжением 27В и переменным током напряжением 115В и частотой 400Гц.

БДЛУ питается переменным током напряжением 36В и частотой 400Гц. Питание постоянным током производится от шины И1 через автомат защиты «ИКВСП, 3» типа АзРГК-10-2с, размещенный на РУ 213. Питание ВВС и ВЛ переменным током производится от шины С через автомат защиты «ИКВСП, 3» типа АзФ1К-5 на РУ 372. Питание БДЛУ переменным током производится от понижающего трансформатора, первичная обмотка которого подключена к шине А через автомат защиты «ИКВСПЗ, Тр-р» типа АзФ1К-2 на РУ 372.

Система встроенного контроля ССОС получает питание от источников, не участвующих в питании самой системы. Это обеспечивает возможность контроля за работоспособностью ССОС и при отказе ее питания. Система встроенного контроля питается постоянным током через автомат защиты «ИКВСП, 2» типа АзРГК-15-2с на РУ 223.

При включении питания системы ССОС и высотомера 1 все блоки системы приводятся в исходное положение. Если блоки ВВС и ВЛ исправны, то загорается табло «ССОС ИСПРАВНА» на приборной доске бортинженера, при этом через 3 мин после включения питания система готова к работе.

Перед полетом система проверяется на земле с помощью встроенного контроля. Для включения встроенного контроля необходимо переключатель «Контроль ССОС» установить поочередно в положения «1» – «3». Когда переключатель находится в положении «1», проверяется исходное положение измерительных и преобразующих элементов блоков ССОС, готовность радиовысотомера к работе, наличие всех видов электропитания и отсутствие сигнала $\alpha_{\text{доп}}$. Если все элементы исправны, то загорается табло «ОПАСНО! ЗЕМЛЯ» на приборных досках обоих пилотов.

Когда переключатель находится в положениях «2» и «3», проверяется работоспособность системы путем подачи сигналов, имитирующих определенные значения высоты и вертикальной скорости, при которых система должна выработать предупредительный сигнал, включающий сигнал «ОПАСНО! ЗЕМЛЯ». Сигнал вырабатывается с задержкой до 25 с, необходимой для приведения вычислительных элементов ВВС (фильтрующих элементов) в состояние, соответствующее заданной высоте и скорости.

Такое же время требуется для возвращения вычислительных элементов в исходное положение. Поэтому нужно выдерживать паузу (до 25 с) между проверками, когда переключатель «КОНТРОЛЬ ССОС» устанавливается из положения «2» в положение «3».

7. СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ СВС-1-72-1

СВС предназначена для вычисления высотно-скоростных параметров полета:

- абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$;
- относительной барометрической высоты $H_{отн}$;
- приборной скорости $V_{пр}$;
- истинной воздушной скорости $V_{ист}$;
- числа M ;
- отклонения числа M от заданного значения ΔM ;
- температуры наружного воздуха T_n .

Система индицирует на указателях УВ (УВ-Ф для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за границу), УМС и УТ параметры: $H_{отн}$, $V_{ист}$, M , T_n . Остальные параметры выдаются системой в виде электрических сигналов, которые используются в других системах. Состав системы приведен в таблице 7.

На самолете установлено три комплекта СВС: СВС1 (командир корабля), СВС2 (второго пилота) и СВС3 (бортинженера) (рис.29). Размещение СВС на самолете показано на рисунках 30 и 31.

На самолетах изготовленных в варианте для полетов за границу, СВС3 вместо указателя высоты УВ имеет указатель высоты УВ-Ф, установленный на левой панели приборной доски пилотов (на рабочем месте командира).

Табл.7. Состав СВС-1-72-1 (СВС-1-72-1Ф)

Блок	Тип	Кол. шт	Обозначение	Назначение
Блок воздушных параметров	БВП-9	3	H11/84, H24/84, H26/84	Вычисляет и выдает электрические сигналы, пропорциональные приборной скорости, абсолютной высоте полета, статическому и динамическому давлению.
Указатель высоты	УВ-75-15ПБ	3 или 2	H5/84, H6/84, H14/84 -	Индицирует относительную высоту полета, вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные абсолютной и относительной высоте, вырабатывает сигнал «+27В» при установке ручную давления 760мм.рт.ст. индицирует отказ подканала $H_{отн}$
Футомер	УВ-75-15ФПБ	1	H14Ф/84	То же - для самолетов изготовленных в варианте для полетов за границу.
Указатель скорости и числа M	УМС-1ПБ	3	H3/84 H4/84 H16/84	Индицирует истинную скорость и число M, отказ подканала $V_{ист}$ вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные $V_{ист}$ отклонению числа M от задан-

				ного значения.
Указатель температуры (входит в комплект ИКВСП)	УТ-1М-1ПБ	2	Н12/84 Н18/84	Индицирует температуру наружного воздуха, вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные температуре наружного воздуха.
Выключатели	В200К	3	Н101/84 Н102/84 Н103/84	Включают (выключают) из кабины экипажа питание ИКВСП (в том числе и систем СВС) переменным током напряжением 115В.
Датчик температуры (входит в комплект ИКВСП)	П-104	3	Н9/84 Н20/84 Н22/84	Воспринимает температуру торможения воздуха во время полета и преобразует ее в электрический сигнал. Служит для измерения температуры наружного воздуха.

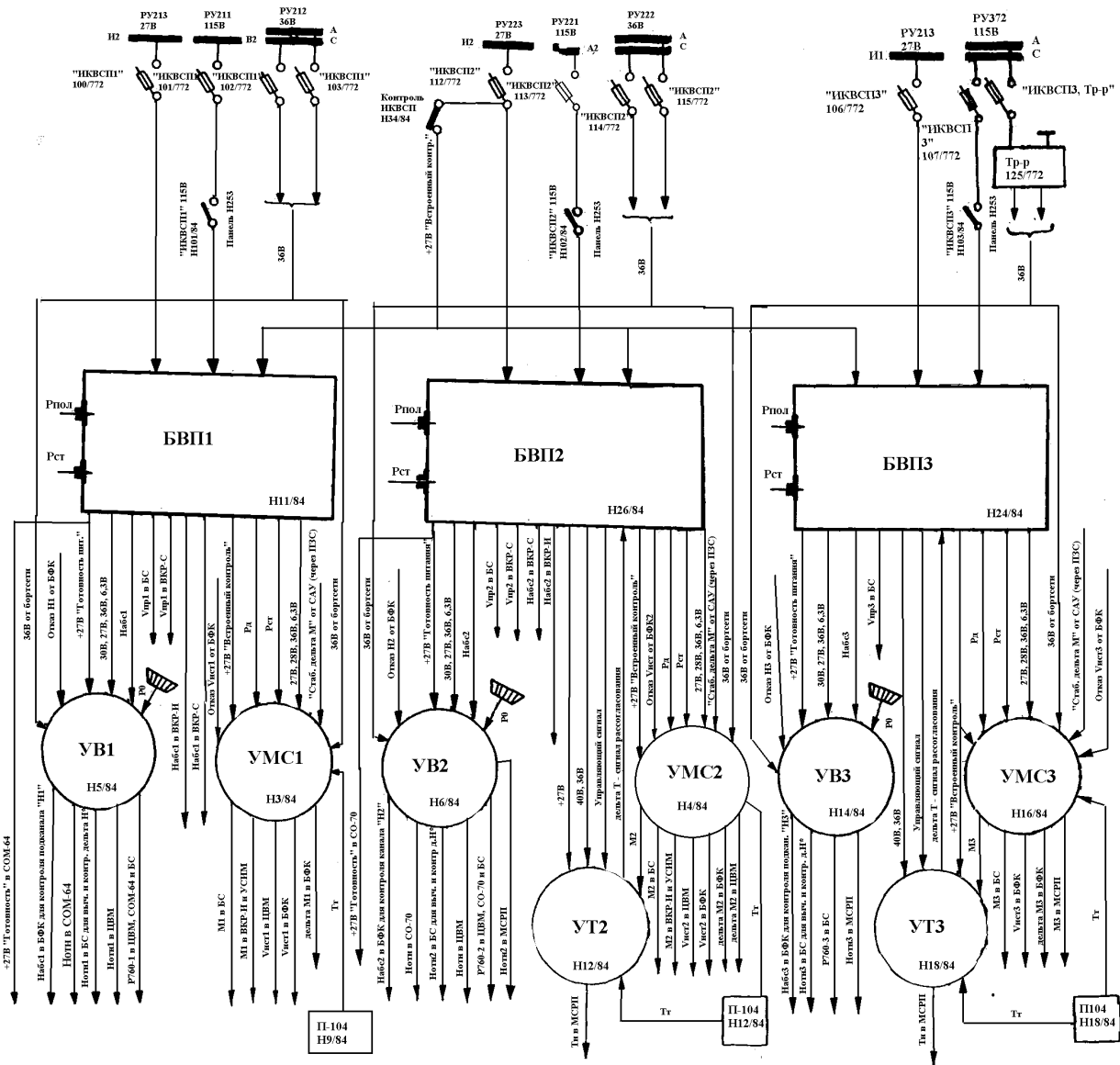


Рис.29. Функциональная схема СВС1-72-1

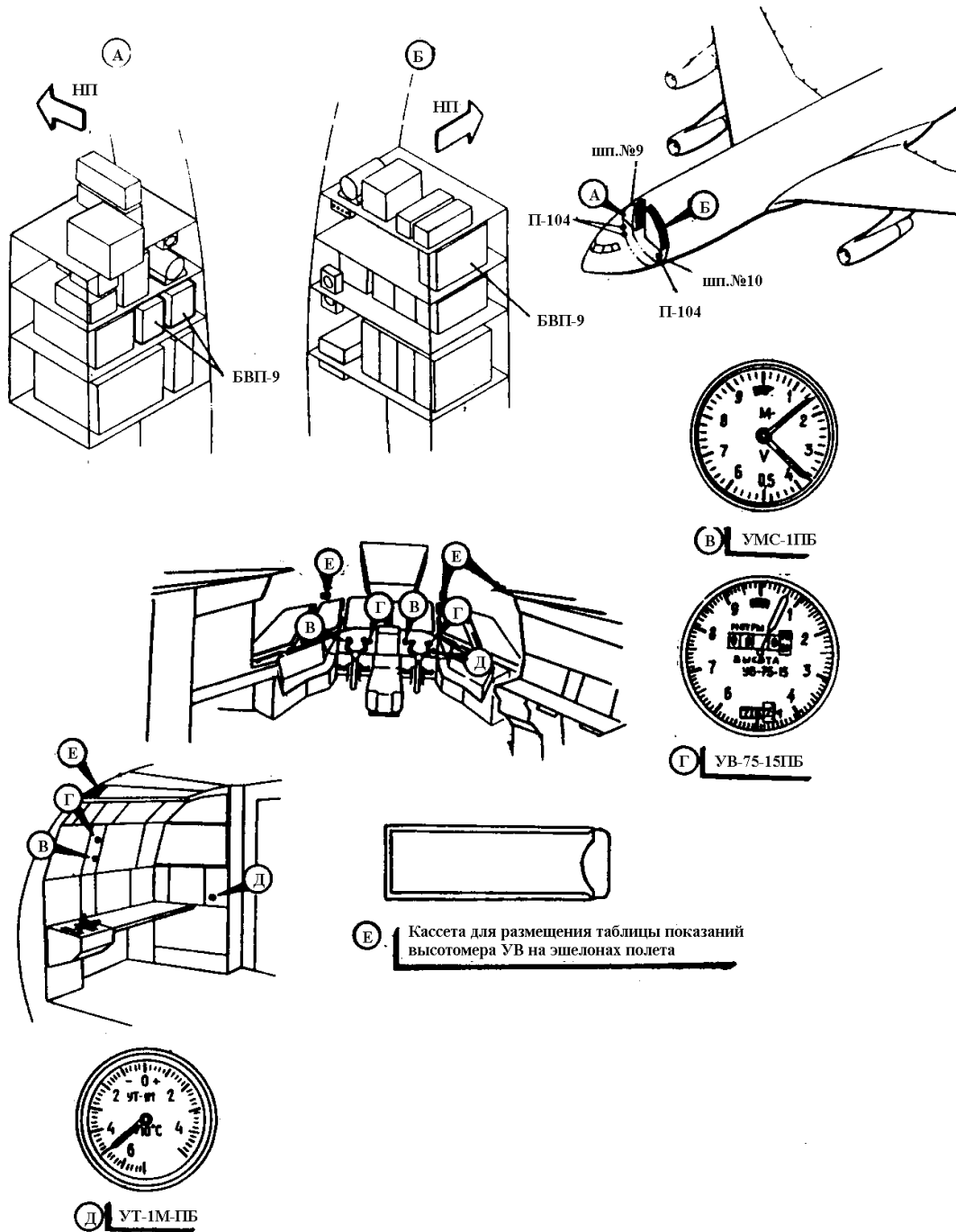
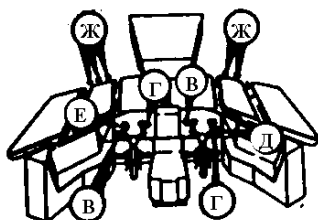
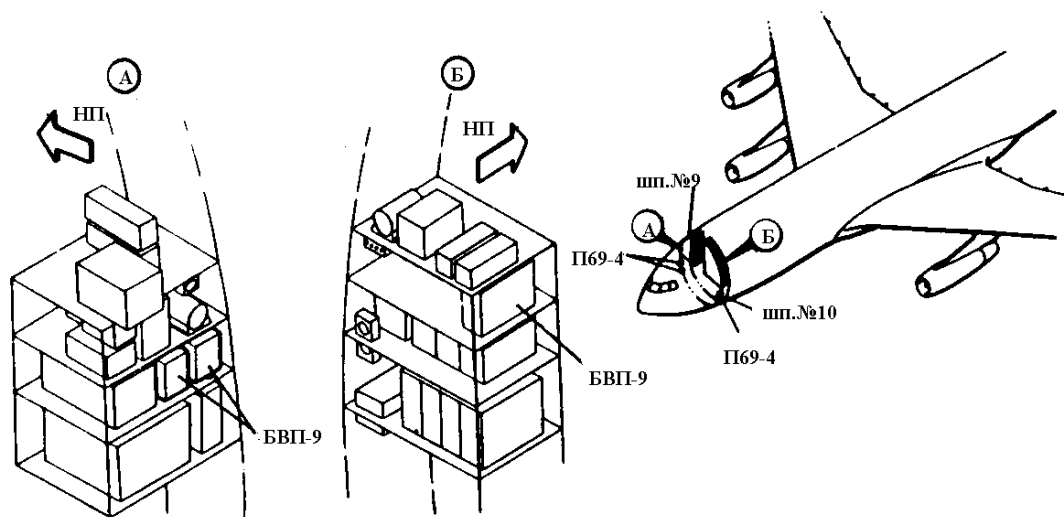
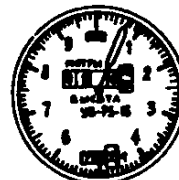


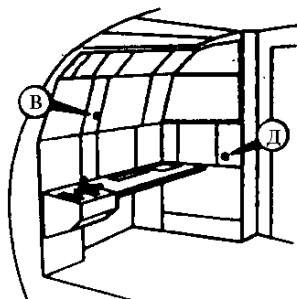
Рис.30. Размещение приборов и блоков СВС на самолете



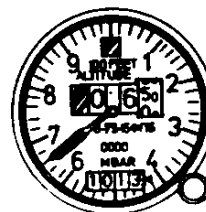
В УМС-1ПБ



Г УВ-75-15ПБ



Д УТ-1М-1ПБ



Е УВ-75-15ФПБ



Ж Кассета для размещения таблиц показаний
высотомеров УВ и УВ-Ф на эшелонах полета

Рис.31. Размещение на самолете приборов и блоков СВС, оснащенных для полетов за рубеж

Основные технические данные

Время готовности системы к работе после включения электропитания

5 мин.

Диапазон измерения параметров:
абсолютная высота

от -500 до 15000м

для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за границу	от -1650 до 50000 футов
относительная высота	от 0 до 15000м
приборная скорость	от 150 до 800 км/ч
истинная скорость	от 200 до 1100 км/ч
число М	от 0,2 до 1
температура воздуха	от -75 до +50°С

Потребляемая мощность:

переменный ток, 115В	250 ВА
переменный ток, 36В	30 ВА
переменный ток, 27В	70 Вт
Допустимый интервал температур окружающего воздуха	от -60 до +60° С

Принцип действия СВС основан на преобразовании полного и статического давлений, а также температуры заторможенного наружного воздуха в электрические сигналы, пропорциональные высотно-скоростным параметрам полета.

Для вычисления этих параметров в СВС поступает информация:

- статическое (атмосферное) давление воздуха $P_{ст}$;
- полное давление, равное сумме статического и динамического давлений $P_{п}$;

- давление воздуха на уровне земли P_0 ;
 - температура заторможенного воздуха T_T ;
- сигнал включения режима «стабилизация числа М» от САУ.

СВС образует каналы измерения параметров:

- приборная скорость $V_{пр}$ - индицируется на УЗС;
- истинная скорость $V_{ист}$ - индицируется на УМС;
- абсолютная высоты $H_{абс}$ - не индицируется;
- относительная высота $H_{отн}$ - индицируется на УВ; (УВ-Ф для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за границу);
- число М— индицируется на УМС; УСИМ;
- отклонение от заданного значения М ΔM - не индицируется;
- температура наружного воздуха T_n - индицируется на УТ.

Каждый канал по числу комплектов СВС состоит из трех независимых равнозначных подканалов. Сигналы подканалов индицируются на приборах УВ (УВ-Ф), УМС, УТ И УЗС, а также используются бортовыми потребителями (ЦВМ, САУ АСУУ, СОМ-64 и СО-70, УСИМ, МСРП). Кроме того, сигналы подканалов поступают в блок согласования (БС), блок формирования и контроля (БФК), где производится сравнение сигналов подканалов между собой и определяется исправность подканалов в каждом канале.

При отказе одного подканала в каналах Н, $V_{ист}$ или М появляется бленкер отказа на УВ (УВ-Ф), УМС, или УСИМ, индицирующих Н, $V_{ист}$ или М отказавшего подканала. При отказе двух подканалов вырабатывается сигнал отказа всего канала. В этом случае при отказе каналов Н, $V_{ист}$ или М появляются бленкеры на всех УВ (УВ-Ф), УМС и УСИМ соответственно. Кроме того, БФК производит осреднение сигналов подканалов в некоторых каналах СВС, которые используются в САУ, АСУУ и ПЗС.

Система воздушных сигналов имеет встроенный контроль, который позволяет проверить работоспособность системы. При этом проверяется точность отработки эталонного значения каждого параметра. При включении контроля вырабатываются эталонные значения измеряемых СВС параметров, которые индицируются на указателях системы, УСИМ и на счетчике ПЗС. Одновременно сигнал контроля поступает на другие блоки ИКВСП (см.144.41.00). Встроенный контроль включается выключателем “Контроль ИКВСП” на рабочем месте бортинженера. При этом УВ индицирует высоту $H=5000\pm 45$ м (УВ-Ф - $H=16400\pm 150$ футов для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за границу), УМС - скорость $V_{ист}=800\pm 20$ км/ч и число $M=0.68-0.71$, УТ- температуру наружного воздуха $T_n=-17\pm 5^\circ\text{C}$, УСИМ — число $M=0.678-0.708$, счетчик УЗС— скорость $V_{пр}=636\pm 15$ км/ч.

Блок воздушных параметров БВП-9 (рис.32), получая данные о полном и статическом давлениях воздуха, вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные $V_{пр}$, $H_{абс}$, P_d , $P_{ст}$. Эти сигналы поступают в УМС, УВ, БС и ВКРИ.

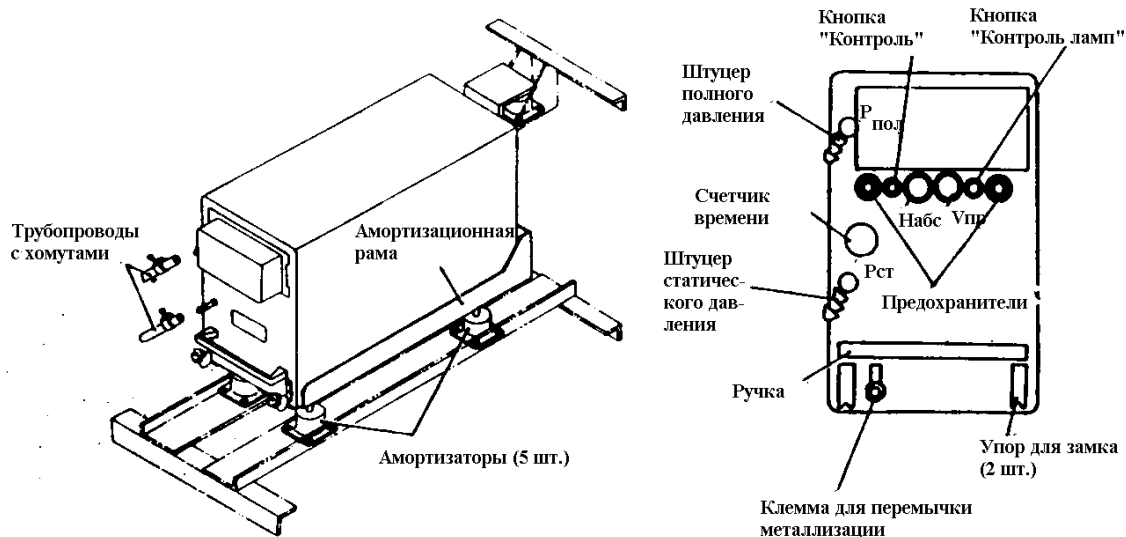


Рис.32. Блок воздушных параметров БВП-9

Блок воздушных параметров смонтирован в металлическом корпусе. Блоки размещены на амортизационных рамах, которые установлены на этажерках в техническом отсеке за кабиной экипажа (шпангоут №9—10 на левом борту —

один, на правом два). На передней панели блока находится счетчик времени наработки, два штуцера $P_{пол}$ и $P_{ст}$, две лампы “ H_{abc} ” и “ $V_{пр}$ ”, кнопки “КОНТРОЛЬ” и “КОНТРОЛЬ ЛАМП”, два предохранителя, клемма для подключения перемычки металлизации.

Указатель высоты УВ-75-15ПБ (рис.33) при наличии сигнала H_{abc} от БВП и данных о барометрическом давлении на уровне, относительно которого необходимо измерять высоту, индицирует относительную высоту и вырабатывает сигналы, пропорциональные H_{abc} и $H_{отн}$, которые поступают в ЦВМ, СОМ-64, СО-70, БФК и БС.

При установке на УВ давления 760 мм рт. ст. указатель вырабатывает сигнал “+27 В P_{760} ”, который поступает в ЦВМ, СОМ-64, СО-70 и БС. Если хотя бы на одном УВ не установлено давление 760 мм рт.ст., то загорается табло “ПРОВЕРЬ Р ЗЕМЛИ” на рабочих местах пилотов и бортинженера. Если на всех трех УВ установлено давление 760 мм рт.ст. или наоборот, на всех трех УВ не установлено давление 760 мм рт.ст., то табло “ПРОВЕРЬ Р ЗЕМЛИ” не горит.

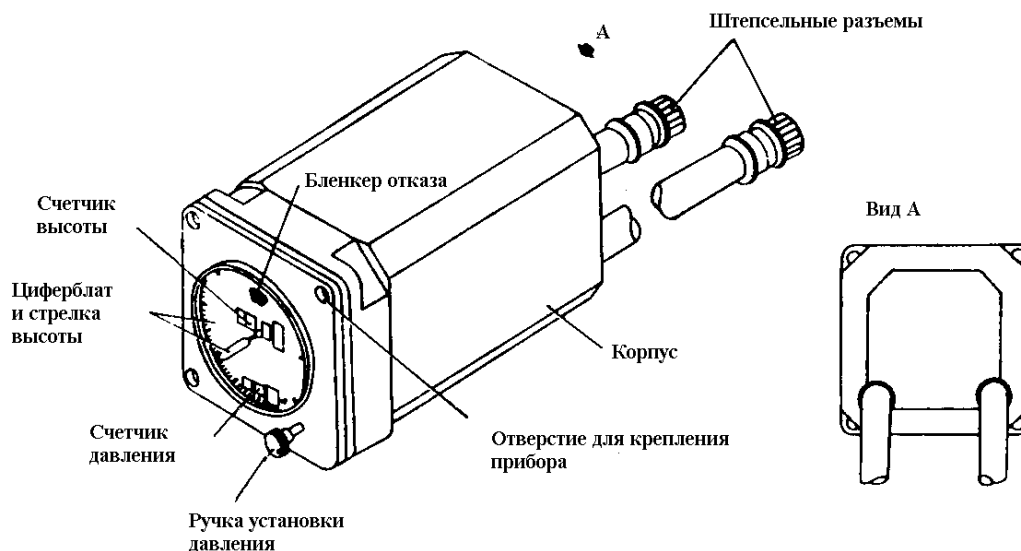


Рис.33. Указатель высоты УВ-75ПБ

Если на двух УВ и УВ-Ф установлено давление 760 мм рт.ст.(1013,2мбар) или наоборот, на двух УВ и УВ-Ф не установлено давление 760 мм рт.ст.(1013,2мбар), то табло “ПРОВЕРЬ Р ЗЕМЛИ” не горит.

Указатель высоты имеет на лицевой стороне ручку установки давления. Под стеклом находятся бленкер отказа, шкала со стрелкой и двумя счетчиками барабанного типа (счетчик высоты и счетчик давления). Шкала имеет градуировку от 0 до 1000м с ценой деления 10м и оцифровкой через 100м. Счетчик высоты имеет четыре барабана, которые индицируют десятки и единицы километров и сотни и десятки метров.

Счетчик давления имеет три барабана. Он показывает давление воздуха, установленное ручкой на приборе в мм.рт. ст. Прибор имеет внутренний под-

свет белого цвета. Механизм прибора закрыт кожухом. На заднем торце прибора имеется два кабеля, оканчивающиеся разъемами. Прибор крепится к приборной доске винтами.

В кабине экипажа на правом и левом бортах рядом с лючком для каната аварийного покидания самолета установлены (по одной на каждом борту) кассеты для размещения в них таблиц типа “А” показаний высотомеров командира и второго пилота на эшелонах полетов. Таблица типа “А” показаний высотомера УВ бортинженера размещается в кассете на его рабочем месте.

Для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за границу, с указателем высоты УВИД-15фк или УВ-Ф и футомером 55/81 “Жежер” устанавливается иное количество кассет: для приборов командира корабля и второго пилота — по две кассеты под таблицы типов ‘А’ и ‘Б’ для высотомеров УВ и по одной кассете под таблицу типа ‘В’ для указателя высоты УВИД-15фк или УВ-Ф и футомера “Жежер” (кассеты установлены в тех же местах, что и на самолетах без футомеров): кассеты для размещения таблиц типов ‘А’ и ‘Б’ к высотомеру УВ бортинженера установлены на его рабочем месте.

Футомер УВ-75-15ФПБ (рис. 34) служит для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за границу.

УВ-75-15ФПБ так же, как указатель высоты УВ-75-15ПБ, индицирует относительную высоту при поступлении от БВП сигнала $H_{абс}$ и данных о барометрическом давлении на уровне, относительно которого следует измерять высоту. Высота индицируется в футах, барометрическое давление - в миллибарах. УВ-75-15ФПБ, кроме того, вырабатывает сигналы, пропорциональные $H_{абс}$ и $H_{отн}$, которые поступают в БФК для контроля канала высоты и в БС - для контроля и вычисления ΔH^* .



Рис.34. Указатель высоты УВ-75-15ФПБ

При установке давления 1013,2 мбар УВ-75-15ФПБ вырабатывает сигнал “+27 В”, который поступает в БС, где формируется сигнал “Проверь $P_{зем}$ ”. Шкала прибора имеет градуировку в диапазоне 0-1000 футов, цена деления 20 футов.

Первый и второй барабаны счетчика высоты показывают десятки тысяч и тысячи футов, третий и четвертый - сотни и десятки футов.

На первом барабане на высоте от нуля до 1000 футов индицируются белые и черные полосы, на высоте меньше нуля - красные и черные полосы.

Счетчик давления служит для визуального контроля вводимой величины давления. Он состоит из четырех барабанов, цифры на барабанах индицируют давление в миллибарах.

На четвертом барабане нанесены риски, цена деления 0,5 мбар. Установка заданного давления производится кремальерой. Футомер имеет бленкер отказа, сигнализирующий об отказе футового подканала измерения высоты. На бленкер нанесены красные и белые полосы.

Указатель числа М и скорости УМС-1ПБ (рис.35), получая сигналы P_d и $P_{ст}$ от БВП, сигнал T_T от П-104, индицирует число М и истинную воздушную скорость и вырабатывает сигналы, пропорциональные $V_{ист}$, М, ΔM , которые поступают в ЦВМ, УСИМ, ВКРИ, БС, БФК, САУ и УТ. На лицевой стороне под стеклом находятся шкала и две стрелки: узкая и широкая.

Широкая стрелка индицирует число М, узкая - истинную скорость. Шкала имеет единую градуировку для скорости и числа М от 0 до 1000 км/ч (скорость) и от 0 до 1 (число М). Механизм прибора закрыт кожухом. На задней стенке прибора имеются два кабеля, заканчивающиеся разъемами для подключения к бортовой сети. Прибор имеет внутренний подсвет белого цвета, крепится к приборной доске винтами.

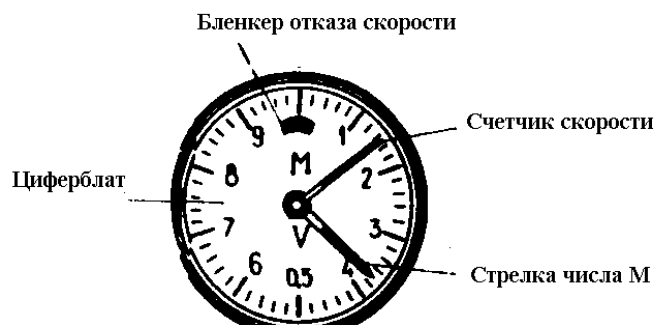


Рис.35. Указатель числа М и скорости УМС-1ПБ

Указатель температуры УТ-1М-1ПБ (рис.36), получая сигналы T_T от П-104 и число М от УМС, индицирует температуру наружного воздуха.

Механизм прибора размещен внутри корпуса и закрыт кожухом. На лицевой панели под стеклом находится шкала со стрелкой, на задней стенке прибора размещен штепсельный разъем для соединения прибора с бортовой сетью. Прибор имеет внутренний подсвет белого цвета.

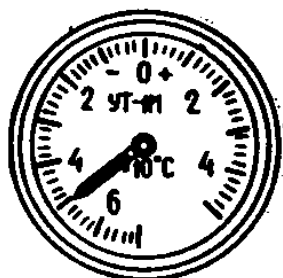


Рис.36. Указатель температуры УТ-1М-1ПБ

Датчик температуры П-104 (рис.37) служит для преобразования температуры заторможенного воздуха в полете в электрический сигнал. Датчик имеет термочувствительный элемент, сопротивление которого зависит от температуры окружающего воздуха. Термочувствительный элемент размещен в трубке. Трубка удерживается параллельно обшивке фюзеляжа с помощью кронштейна, имеющего фланец с отверстиями для крепления к фюзеляжу. К фланцу с противоположенной стороны крепится штепсельный разъем, соединяющий термочувствительный элемент с бортовой сетью. В полете воздух, попадая внутрь трубки, затормаживается, и термочувствительный элемент воспринимает его температуру. При этом электрический сигнал, пропорциональный этой температуре, поступает в указатель температуры и в указатель числа М и скорости.

На самолете установлены три П-104 на пересечении шпангоута №9 и стрингеров № 37—39: два на правом борту, один —на левом.

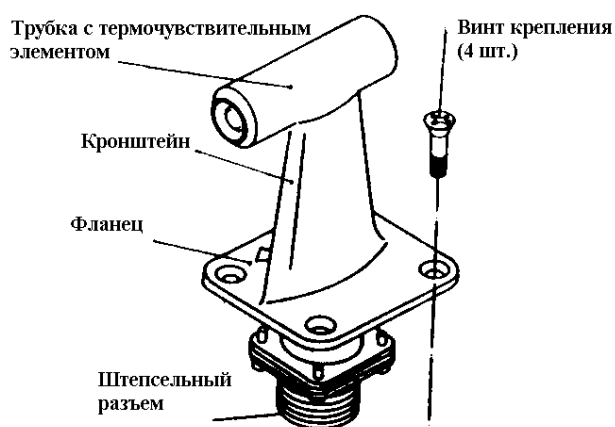


Рис.37. Датчик температуры П-104

Для обеспечения резервирования и увеличения надежности три комплекта СВС питаются электроэнергией от независимых друг от друга источников. Каждый комплект СВС питается постоянным током напряжением 27В и переменным током частотой 400Гц и напряжением 36В и 115В.

Сведения об источниках питания (шинах), автоматах защиты и выключателях в цепях питания СВС и их размещение на самолете приведены в таблице.8.

Таблица 8. Электропитание СВС

Потребитель	Шина РУ	Наименование и тип автомата защиты	Наименование и тип выключателя на панели Н253
СВС ₁	Постоянный ток =27В И ₂ РУ213	Постоянный ток =27В	
СВС ₂		АзРГК-15 “ИКВСП1”	
СВС ₃		АзРГК-15 “ИКВСП2” АзРГК-10 “ИКВСП3”	
	Переменный ток 36В	Переменный ток 36В	

СВС ₁ СВС ₂ СВС ₃	А, С РУ212 А, С РУ222 А РУ372 и понижающий трансформатор в РУ212	АзФ1к-3 “ИКВСП1” (4 шт.) АзФ1к-3 “ИКВСП2” (4 шт.) АзФ1к-2 “ИКВСП3, ТР-Р”	
СВС ₁ СВС ₂ СВС ₃	Переменный ток 115В В ₂ РУ211 А ₂ РУ221 С РУ372	Переменный ток 115В АзФ1к-3 “ИКВСП1” АзФ1к-3 “ИКВСП2” АзФ1к-5 “ИКВСП3”	“ИКВСП1” В200К “ИКВСП2” В200К “ИКВСП3” В200К

Перед включением питания на всех УВ (на двух УВ и УВ-Ф) с помощью кремальеры должно быть установлено давление воздуха, равное 760 мм рт. ст. (1013,2 мбар).

Через пять минут после включения питания указатели СВС должны индицировать:

- указатели высоты - высоту места стоянки относительно уровня 760 мм. (1013,2 мбар);
- указатели числа М и скорости УМС - скорость 150-220 км/ч, число М равное 0,1-0,2;
- указатель температуры - температуру наружного воздуха с точностью $\pm 10^{\circ} \text{C}$.

Встроенный контроль может быть включен двумя способами. Первый способ - включение переключателя “КОНТРОЛЬ ИКВСП” на приборной доске бортинженера. При УВ индицирует высоту $H=5000\pm 45$ м (УВ-Ф индицирует высоту 16400 ± 150 футов), УМС - скорость $V_{ист} = 800\pm 20$ км/ч и число $M=0,68 - 0,71$, УТ - температуру наружного воздуха $T_n = -17\pm 5^{\circ} \text{C}$, УСИМ - число $M=0,678 - 0,708$, УЗС - скорость $V_{пр} = 636 \pm 15$ км/ч.

Второй способ - нажатием кнопки “КОНТРОЛЬ” на БВП, при этом на БВП загораются лампы “ $N_{абс}$ ” и “ $V_{пр}$ ”, если параметры $N_{абс}$ и $V_{пр}$, вычисленные в БВП, имеют погрешности, не превышающие допустимые значения более чем в 1,5 раза. Одновременно на УВ (УВ-Ф), УМС этого же комплекта и на соответствующем УТ индицируются значения параметров, указанных выше.

Кнопка “КОНТРОЛЬ ЛАМП” на БВП служит для проверки исправности ламп “ $N_{абс}$ ” и “ $V_{пр}$ ”.

При выключении выключателя “КОНТРОЛЬ ИКВСП” или отпуская кнопки “КОНТРОЛЬ” на БВП, указатели должны индицировать те же значения, которые они имели до проверки встроенным контролем. Этим обеспечивается проверка чувствительных элементов и индукционных узлов БВП, не охваченных системой встроенного контроля.

В полете, получая информацию о полном и статическом давлениях, а также о температуре наружного воздуха, СВС производит непрерывное вычисление текущих высотно-скоростных параметров.

Сигнал ΔM вырабатывается в трех УМС при включении режима “Стабилизация числа М” (при нажатии кнопки “МАХ” на пульте режимов САУ). Сигнал ΔM от каждого УМС поступает в БФК, где вычисляется осредненное значение ΔM , с которым сравнивается значение ΔM поступающего от каждого УМС. Осредненный сигнал ΔM поступает в оба канала САУ, но используется в работающем канале. Если сигнал ΔM одного из трех УМС будет отличаться от осредненного сигнала на величину, превышающую допустимую, то сигнал ΔM данного подканала исключается, и вычисление осредненного сигнала ΔM производится без сигнала отказавшего подканала. Режим “Стабилизация числа М” автопилота при этом не выключается. При отказе двух подканалов ΔM использовать режим “Стабилизация числа М” автопилота не возможно, режим автоматически выключается. При выключении режима “Стабилизация числа М” сигнал ΔM в каждом УМС обнуляется.

8. ПРИБОРЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Приборы измерения пространственного положения самолета определяют:

- углы крена относительно продольной оси самолета;
- углы тангажа относительно плоскости горизонта;
- курсовые углы в плоскости горизонта между продольной осью самолета и земным меридианом (истинным, магнитным или условным);
- угловую скорость относительно вертикальной оси самолета.

Эта информация необходима экипажу для ориентировки в пространстве и для управления самолетом в сложных метеорологических условиях, а также для автоматического управления самолетом с помощью САУ.

Для определения пространственного положения самолета используются:

- инерциальные курсовертикали ИКВ-72 с блоками контроля крена и тангажа БКК-18, сигнализаторами нарушения питания СНП-1;
- резервный авиагоризонт АГР-72А;
- указатель поворота ЭУП-53;
- выключатель коррекции ВК-90М;
- магнитный компас КИ-13.

Авиагоризонт АГР-72А предназначен для определения пространственного положения самолета по крену и тангажу относительно горизонта.

АГР-72А – резервный авиагоризонт. Он обеспечивает индикацию углов крена и тангажа в диапазоне допустимых углов крена и тангажа самолета, на схеме обозначен Н1/11.

Время готовности к работе не более 3 мин (при $t^{\circ} < -30^{\circ}\text{C}$ 5 мин).

Уход гироскопа при нормальных условиях с включенной коррекцией на качающемся основании за 5 мин не должен превышать $\pm 4^\circ$.

Принцип действия авиагоризонта (рис.38) основан на свойстве трехстепенного гироскопа в сочетании с коррекцией от жидкостных маятников выдерживать направление вертикали.

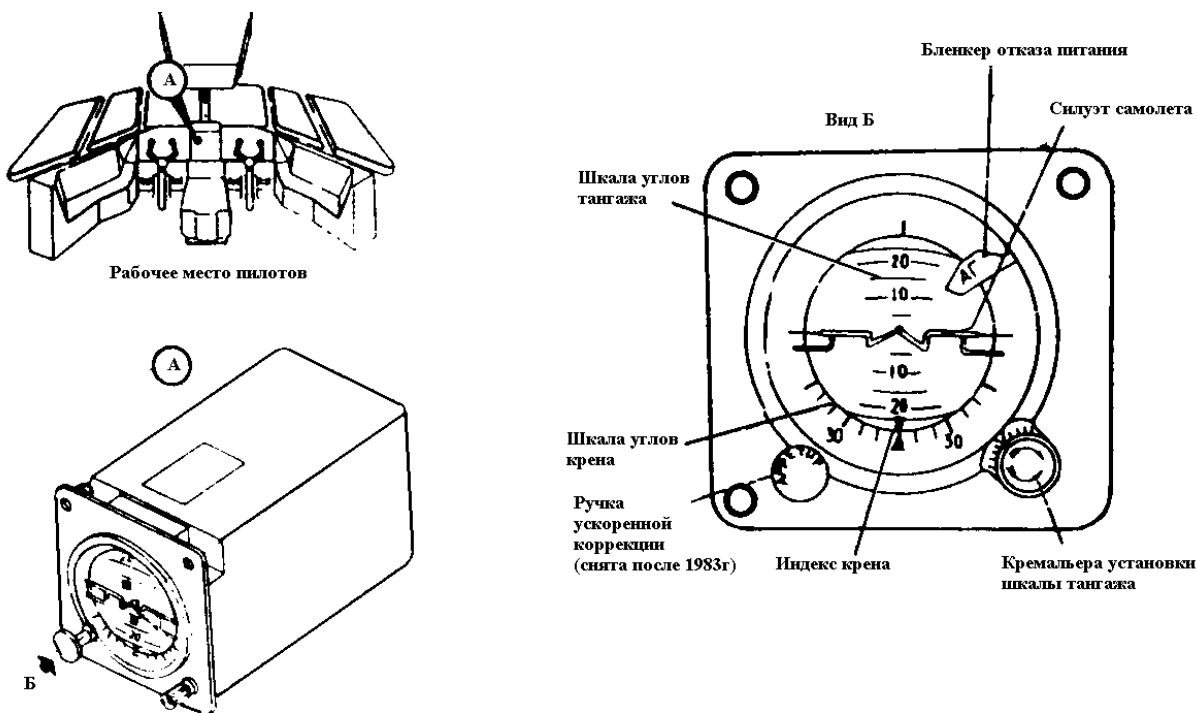


Рис.38. Размещение авиагоризонта АГР-72А

Механизм передачи тангажа обеспечивает индикацию «вид с самолета на землю». Индикация самолета по крену определяется расположением индекса крена на лицевой стороне авиагоризонта и нулевой отметки шкалы крена, и по тангажу – расположением силуэта самолета и линии горизонта. Для обеспечения сигнализации об отказе питания на лицевую часть выведен бленкер сигнализатора отказа питания.

Система встроенного контроля позволяет контролировать электропитание авиагоризонта, работу гиromотора, порядок чередования фаз питающего напряжения. В нижней части лицевой стороны авиагоризонта, справа, расположена ручка кремальеры. В ночных условиях прибор подсвечивается.

Механизм кремальеры предназначен для совмещения линии горизонта и силуэта самолета при изменении угла атаки и для компенсации карданной погрешности при установке на наклонную приборную доску. Авиагоризонт установлен на средней панели приборной доски с углом наклона 15° .

Для уменьшения ошибок при выполнении разворотов с угловой скоростью не менее $0,02$ град/с производится отключение поперечной коррекции прибора с помощью выключателя коррекции ВК-90. При разворотах с меньшей

угловой скоростью поперечная коррекция не выключается и в авиагоризонте накапливается послевиражная погрешность, которая устраняется в течение 2-3 мин в процессе последующего прямолинейного полета.

Авиагоризонт АГР-72А питается переменным током напряжением 36В от преобразователя ПТС. При отказе преобразователя прибор автоматически переключается на питание от бортсети. При запуске ВСУ ПТС подключается к аккумулятору №5.

При отключенном питании авиагоризонта взаимное расположение линии горизонта шкалы тангажа с силуэтом самолета может составлять любую комбинацию в пределах углов тангажа $\pm 40^\circ$. Индекс крена по отношению к шкале крена может составлять любую комбинацию в пределах углов $\pm 15^\circ$. На лицевой части прибора виден флажок сигнализатора отказа питания.

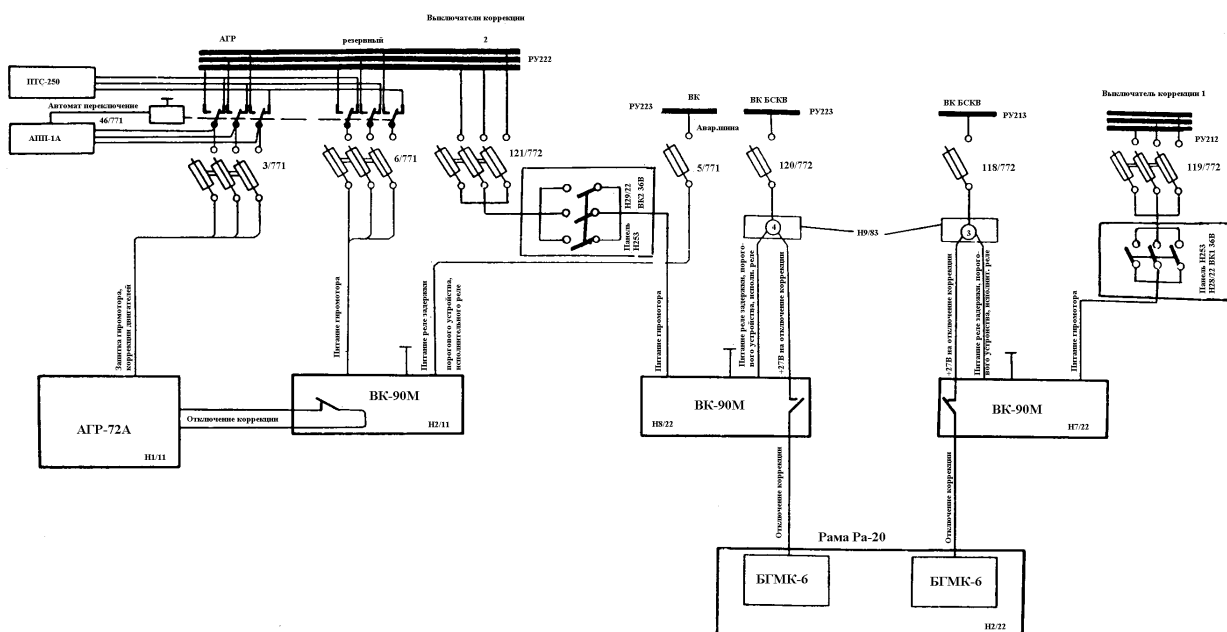


Рис.39. Схема электрическая авиагоризонта АГР-72А и выключателей коррекции ВК-90М

При включении питания не позднее чем через 3 мин флажок сигнализатора отказа питания убирается из видимой зоны, линия горизонта шкалы тангажа совмещается с силуэтом самолета при совмещенном индексе кремальеры с нулевой отметкой шкалы кремальеры, и индекс крена совмещается с нулевой отметкой шкалы крена.

Если самолет находится не на горизонтальной площадке, показания по крену и тангажу будут соответствовать стояночным углам самолета.

Выключатель коррекции ВК-90М предназначен для отключения поперечной коррекции авиагоризонта АГР-72А и магнитной коррекции в системе БСКВ при выполнении самолетом разворотов с угловой скоростью, превышающей 0,02 град/с при наличии рыскания и 0,05 град/с без рыскания по курсу.

На самолете установлено три выключателя коррекции (обозначение на электросхеме Н2/11, Н7/22, Н8/22).

Основные технические данные

Время готовности прибора к работе не более 2,5 мин

Угловая скорость отключения коррекции:

без рыскания по курсу 0,05 – 0,15 град/с

с рысканием по курсу 0,02 – 0,15 град/с

Время задержки отключения коррекции:

• без рыскания по курсу 7 – 32,5 с

• с рысканием по курсу 7 – 26 с

Время задержки включения коррекции:

• без рыскания по курсу 3 – 19,5 с

• с рысканием по курсу 3 – 52 с

По принципу действия выключатель коррекции (рис.40) является гироскопическим датчиком угловой скорости, снабженным устройством задержки времени и исполнительным реле.

Прибор состоит из:

- гиродатчика, который служит чувствительным элементом прибора, реагирует на появление угловой скорости и выдает электрический сигнал в пороговое устройство;
- порогового устройства, предназначенного для выдачи сигнала на отключение коррекции;
- реле задержки времени, которое принимает электрический сигнал от порогового устройства и с запаздыванием передает его на исполнительное реле (задержка сигнала необходима для того, чтобы коррекция приборов не отключалась при случайных кратковременных отклонениях самолета по курсу);
- исполнительного реле для отключения цепей коррекции. У исполнительного реле пять нормально замкнутых контактов и один нормально разомкнутый: используется один нормально замкнутый контакт выключателя коррекции Н2/11, работающего с авиагоризонтом АГР-72А, и один нормально разомкнутый контакт в каждом выключателе коррекции (Н7/22, Н8/22), выключающем магнитную коррекцию в каналах гиромагнитного курса БСКВ.

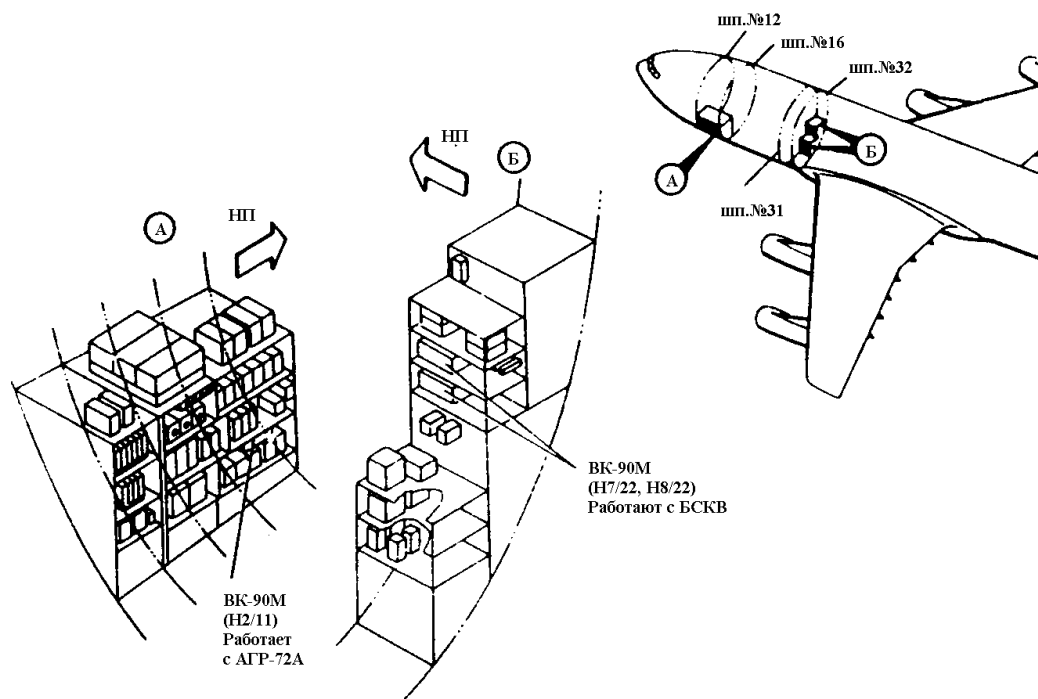


Рис.40. Размещение ВК-90М на самолете

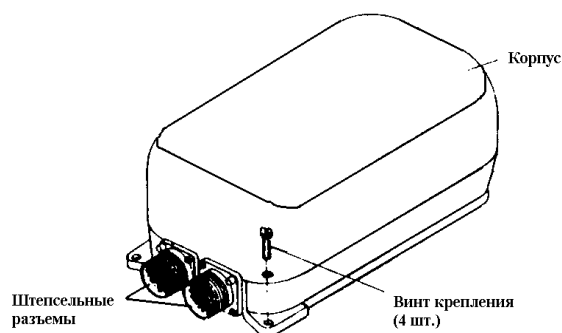


Рис.41. Выключатель коррекции ВК-90М

На приборе имеется два разъема. Один служит для подключения к бортовой сети, другой, закрытый заглушкой, для подключения проверочной аппаратуры.

Прибор закреплен винтами на площадке, которая должна быть в горизонтальном положении при нивелированном положении самолета. Допустимые отклонения площадки от горизонтали $\pm 2^\circ$. Продольная ось прибора должна быть ориентированна по направлению полета согласно стрелке на крышке прибора.

Выключатели коррекции питаются трехфазным переменным током напряжением 36В и постоянным током напряжением 27В.

Выключатель коррекции, работающий с авиагоризонтом АГР-72А, для питания постоянным током подключен к аккумуляторной шине (аварийной) правого борта через автомат защиты «ВК» на РУ223, для питания переменным током – к преобразователю ПТС-250 через автомат защиты «ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ

КОРРЕКЦИИ РЕЗЕРВНЫЙ» на РУ222 с возможностью автоматического переключения на питание от бортсети при отказе преобразователя.

Два выключателя коррекции, работающие с БСКВ, питаются от бортсети через свои автоматы защиты: один от шины левого борта от РУ213 через автомат защиты «ВК БСКВ» и РУ212 через автомат защиты «ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ 1» и выключатель «ВК – 1» на панели Н253; другой от шин правого борта от РУ223 через автомат защиты «ВК БСКВ» и РУ222 через автомат защиты «ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ 2» и выключатель «ВК – 2» на панели Н253.

Во время разворота самолета главная ось гироскопа ВК-90М отклоняется, срабатывает исполнительное реле с временной задержкой и выключает поперечную коррекцию. По окончании разворота (виража) главная ось ВК-90М возвращается в исходное положение и исполнительное реле отпускает с задержкой. Все цепи коррекции при этом восстанавливаются.

Электрический указатель поворота ЭУП-53МП-500 (обозначение на схеме Н1/12 и Н2/12) предназначен для указания правильного выполнения разворота самолета вокруг вертикальной оси с креном до 45° при путевой скорости 500 км/ч.

Электрический указатель поворота ЭУП (рис.42) сочетает в себе указатель поворота и указатель скольжения. Указатель ЭУП является гироскопическим измерителем угловой скорости поворота самолета вокруг вертикальной оси и служит для определения направления разворота.

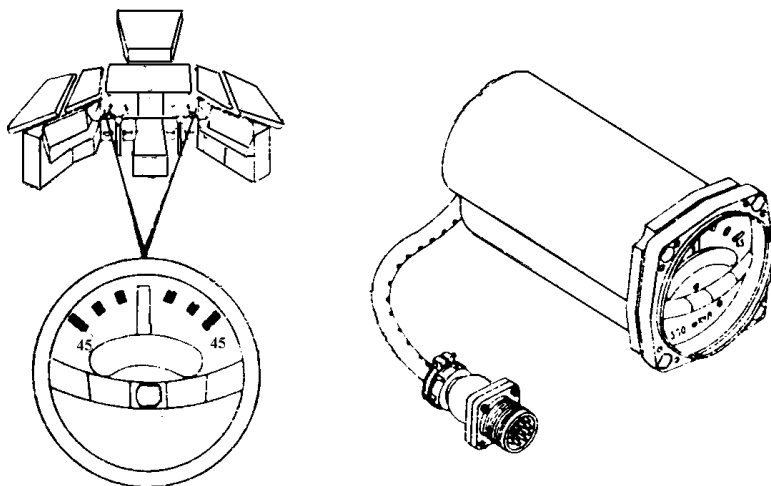


Рис.42. Размещение указателя поворота ЭУП на самолете

При развороте самолета главная ось гироскопа отклоняется на угол, пропорциональный угловой скорости разворота. Направление разворота самолета показывает стрелка, которая отклоняется от средней отметки шкалы вправо и влево.

Отклонение стрелки прибора должно быть тем больше, чем больше угловая скорость вращения самолета. На циферблате прибора слева и справа от нулевой отметки шкалы имеется три деления с числом 45 возле крайних отметок.

В указателе скольжения используется основное свойство маятника устанавливаться в направлении кажущейся вертикали. Чувствительным элементом указателя скольжения является шарик, перемещающийся внутри стеклянной трубки. При полете самолета со скольжением кажущаяся вертикаль не совпадает с вертикальной осью самолета и шарик перемещается вправо или влево от среднего положения.

На самолете установлено два указателя на приборных досках пилотов. Питание подается от распределительных устройств постоянного тока левого борта (РУ213) и правого борта (РУ223) через автоматы защиты «ЭУП».

Указатель поворота является резервным прибором и используется в качестве дублера авиагоризонта по крену. При координированном развороте (шарик указателя поворота находится в центре) и скорости 500 км/ч указатель поворота показывает угол крена самолета. Шкала прибора имеет градуировку с ценой деления 15° . Отклонения шарика вправо или влево от среднего положения, как при прямолинейном полете, так и при вираже указывает на соответствующее скольжение самолета.

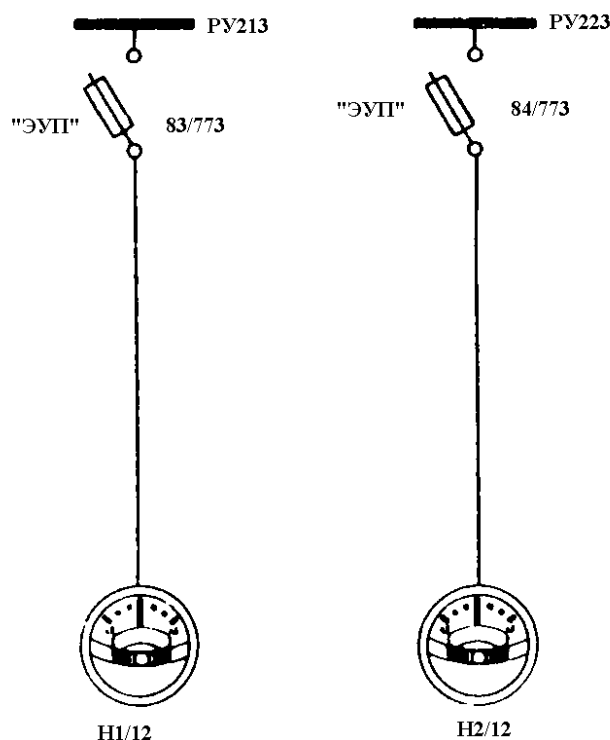


Рис.43. Электропитание указателя поворота ЭУП

Магнитный компас КИ-13К предназначен для определения курса самолета. Прибор является резервным.

Погрешность компаса при нормальной температуре без девиационного устройства $\pm 1^\circ$. Величина колебаний и ухода картушки при действии вибрации не более $\pm 0,5$ деления шкалы.

Угол девиации, устраняемый девиационным устройством, от 20 до 50° . Максимальный угол крена, при котором компас работает нормально, 17° . Время полного успокоения картушки компаса не более 17 с в диапазоне температур от $+50$ до -60°C .

Принцип действия компаса (рис.44) основан на взаимодействии постоянных магнитов компаса с магнитным полем Земли. Два основных курса (север и юг) отмечены буквами соответственно «С» и «Ю». Шкала картушки равномерная с ценой деления 5° и оцифровкой через 30° . Цифры и удлиненные линии шкалы покрыты светящейся массой.

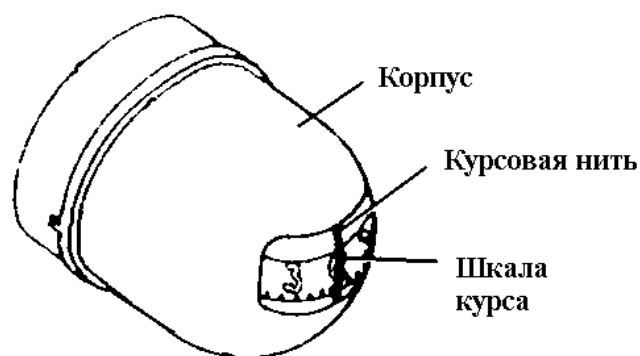


Рис.44. Магнитный компас КИ-13К

К корпусу прибора снизу крепится девиационное устройство для устранения полукруговой девиации. Принцип его работы основан на взаимодействии магнитов картушки с двумя парами постоянных магнитов, вставленных в валики. Над валиками нанесены надписи «С – Ю» и «В – З», указывающие курс, на котором вращением соответствующего валика устраняется девиация. Для обозначения нейтрального положения магнитов на валиках и корпусе нанесены точечные отметки, совпадение которых означает нейтральное положение девиационного устройства.

Для демпфирования колебаний картушки в корпус компаса залит лигроин ЛВ-2. Для амортизации компаса между панелью и кронштейном установлены резиновые прокладки. Компас устанавливается так, чтобы плоскость, проходящая через курсовую нить, была параллельна плоскости симметрии самолета. Для регулировки исходного положения компаса предназначены винты.

Компас прикреплен к центральному оконному переплету фонаря кабины пилотов. Для отсчета курса на стекле нанесена курсовая нить. При выполнении ночных полетов шкала подсвечивается светильником, установленным под компасом.

9. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ КУРСОВЕРТИКАЛЬ ИКВ-72 С БЛОКАМИ КОНТРОЛЯ КРЕНОВ БКК-18 И СИГНАЛИЗАТОРАМИ НАРУШЕНИЯ ПИТАНИЯ СНП-1

Инерциальная курсоверткаль ИКВ-72 (рис.45) предназначена для измерения углов тангажа самолета относительно плоскости горизонта, углов крена относительно продольной оси самолета и гироскопического курса самолета.

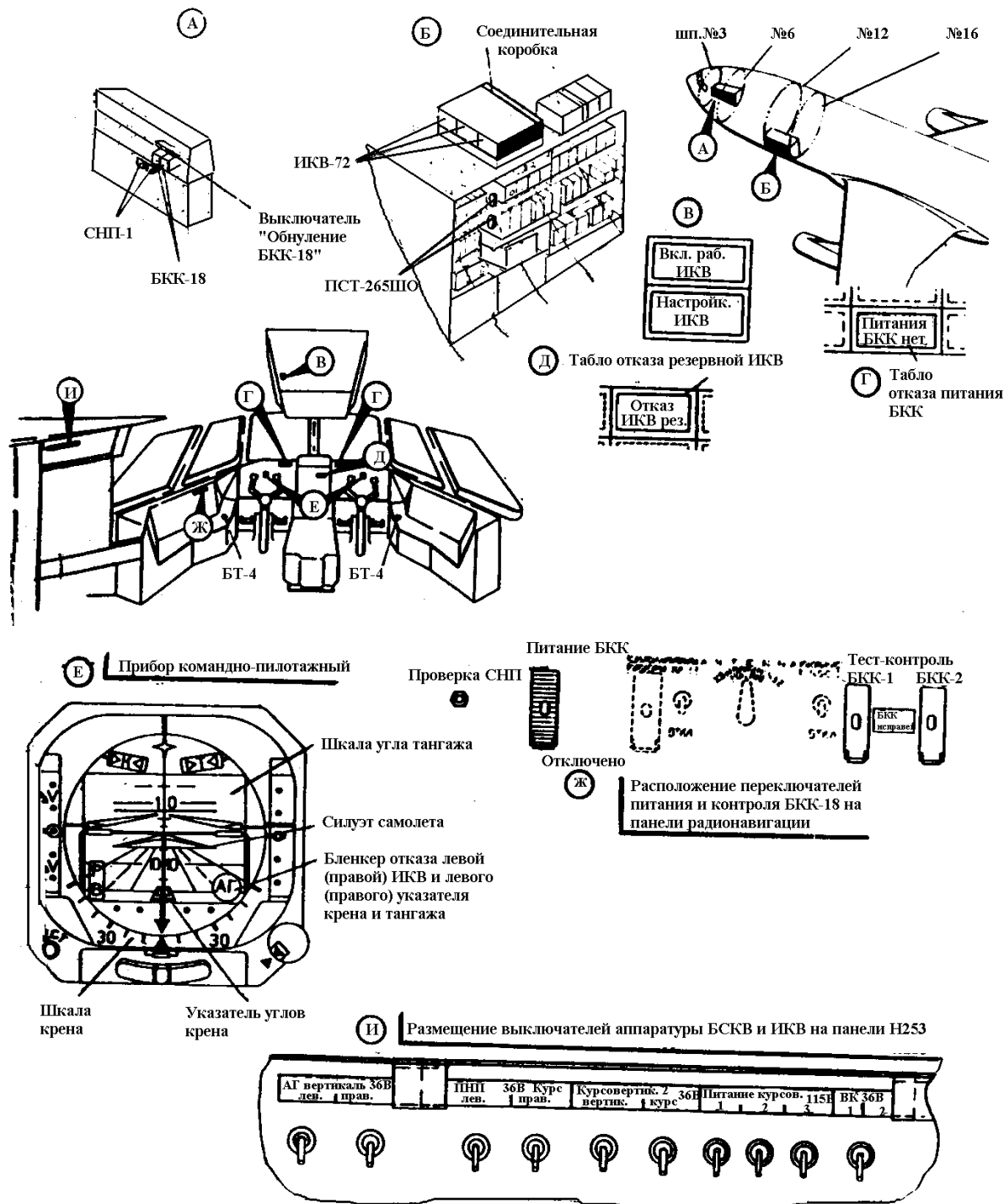


Рис.45. Размещение ИКВ-72, БКК-18, СНП-1 на самолете

На самолете установлено три ИКВ (ИКВ1, ИКВ2, ИКВ3). Они используются одновременно как гировертикали и как датчики гироскопического курса и курсовой системы самолета.

ИКВ1 и ИКВ3 (левая и правая) работает совместно с пилотажно-командными приборами ПКП левым и правым соответственно образуя два основных авиагоризонта. ИКВ2 является резервной, не имеет указателя и используется для контроля основных авиагоризонтов, а также для стабилизации антенны РЛС «Гроза».

ИКВ как гировертикали образуют с блоками контроля кренов БКК-18, сигнализаторами нарушения питания СНП-1 и приборами ПКП систему основных авиагоризонтов, которая обеспечивает экипаж информацией об углах крена и тангажа самолета, выдает сигналы, пропорциональные этим углам, в другие системы и вырабатывает сигналы об отказах системы.

БКК-18 предназначен для контроля за правильностью измерения углов крена и тангажа курсовертикалями и их индикацией на ПКП и определения отказавшего прибора (ИКВ и ПКП). СНП-1 сигнализирует о нарушении питания БКК-18 переменным и постоянным током.

Сигналы пропорциональные углам крена и тангажа, поступают:

- на левый и правый ПКП – от левой и правой ИКВ для индикации;
- в САУ– от левой и правой ИКВ;
- в РЛС «Гроза» – только от резервной ИКВ;
- в МСРП– от левой и правой ИКВ.

В САУ и МСРП поступают также сигналы «Исправность вертикали» от левой и правой ИКВ и БКК-18. Кроме того, от ИКВ поступают сигналы:

- «Исправность ИКВ» - в БСКВ;
- «Исправность курса» - в БСКВ;
- «Готовность ИКВ» - в ЦВМ для информации о готовности ИКВ к работе.

В ИКВ из БСКВ поступают сигналы «НАСТРОЙКА» и « $\Omega \cdot \sin\varphi$ » для вычисления дрейфов гироскопов в режиме «Настройка».

Табл.9. Состав системы ИКВ

Блок	Тип	Кол. шт.	Обозначение	Назначение
Инерциальная курсовертикаль на раме	ИКВ-72 Рама РМ-4	3	Н13/22 Н14/22 Н15/22	Измеряет углы крена, тангажа и курса самолета и вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные этим параметрам.
Соединительная коробка	СК-52	1	Н3/22	Соединяет три ИКВ с бортсетью самолета.
Блок контроля кренов	БКК-18	2	Н50/31 Н51/31	Контролирует работу ИКВ и ПКП.
Переходный сельсин-трансформатор	ПСТ-265ШО	2	Н140/31 Н141/31	Согласует выходные сигналы резервной ИКВ по крену и тангажу с входом БКК.
Сигнализатор	СНП-1	2	Н112/31	Сигнализирует о нарушении питания

нарушения питания			H113/31	БКК постоянным и переменным током и выдает сигналы отказа питания и обнуления БКК.
Блок трансформаторов	БТ-4	2	H138/31 H139/31	Служит для питания контрольных датчиков крена и тангажа ПКП.
Самолетное оборудование				
Выключатель «ПИТАНИЕ БКК»	2ВГ-15	1	H117/31	Включает питание БКК постоянным током.
Переключатель «ТЕСТ-КОНТРОЛЬ»	2ПНГ-15-К	2	H115/31 H118/31	Служит для включения встроенного контроля БКК.
Кнопка «ПРОВЕРКА СНП»	2КНЗ	1	H111/31	Служит для определения неисправного СНП-1.
Выключатель «ОБНУЛЕНИЕ БКК-18»	ВНГ-15-2с	1	H110/31	Служит для включения обнуления БКК.
Выключатели	3В200К	3	H31/22 H32/22 H36/22	Включают (выключают) из кабины экипажа питание курсовых вертикалей по переменному току напряжением 36 В.
Выключатели	В200К	4	H16/22 H17/22 H35/22 H37/22	Включают (выключают) из кабины экипажа питание курсовых вертикалей по переменному току напряжением 115 В.
Сигнальные табло: «БКК ИСПРАВЕН» «ПИТАН БКК НЕТ» «ОТКАЗ ИКВ РЕЗ» «НАСТРОЙК ИКВ» «ВКЛ РАБ ИКВ»	ТС-5 по 0012 ТС-5М с0201	3 3 1 1 1	H96/31 H97/31 H99/31 H10/22 H9/22	Сигнализируют о исправности БКК, отказе БКК, о включении режима «Настройка при включении ИКВ», о готовности ИКВ к работе, о неисправности ИКВ резервной.

Основные технические данные.

ИКВ-72

Потребляемый ток:

- переменный 36В 400Гц 0,8А
- переменный 115В 400Гц 10,0А
- постоянный 27В 6,0А

Время готовности ИКВ к работе от момента включения питания (грубое вычисление коэффициентов дрейфа гироскопов)

не более 2 мин

Время готовности ИКВ к работе с учетом точного определения коэффициентов дрейфа гироскопов

10 мин

БКК-18

Потребляемый ток:

- переменный 36В 400Гц 0,1А
- постоянный 27В 0,5А

Порог срабатывания СНП-1	7±2°
Потребляемый ток:	
• постоянный 27В	0,35А
Порог срабатывания:	
• переменный ток	27±3В
• постоянный ток	15±3В

Инерциальные курсовертикали (рис.46) измеряют углы крена и тангажа самолета и вырабатывают соответствующие электрические сигналы.

Эти сигналы от левой и правой ИКВ поступают на ПКП, где индицируются. Одновременно индицируемые на ПКП значения углов крена и тангажа с помощью датчиков, которые питаются от бортовой сети через трансформаторы БТ-4, поступают на входы БКК для контроля. Кроме того, в БКК также сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, от резервной ИКВ через трансформаторы ПСТ-265ШО.

БКК, получая сигналы от трех источников, контролирует их исправность и при отказе определяет неисправный прибор (ИКВ,ПКП), при этом на соответствующем ПКП выпадает бленкер «АГ» или загорается табло «ОТКАЗ ИКВ РЕЗ».

Работоспособность основных авиагоризонтов проверяется с помощью систем внутреннего и внешнего контроля.

Система внутреннего контроля состоит из элементов, размещенных в ИКВ и ПКП и определяет исправность своего прибора (блока) автономно Система внутреннего контроля следит внутри своего прибора (блока) за наличием питания, работоспособностью усилителей и преобразователей, следящих систем, исправностью СКТ, выдающих сигналы крена (тангажа), и других параметров.

При каком-либо отказе на соответствующем ПКП выпадает бленкер «АГ» и на ИКВ может сработать сигнализатор отказа. Система внутреннего контроля резервной ИКВ используется только для включения сигнализатора отказа, установленного на корпусе курсовертикали, других сигнализаторов в кабине экипажа не имеет.

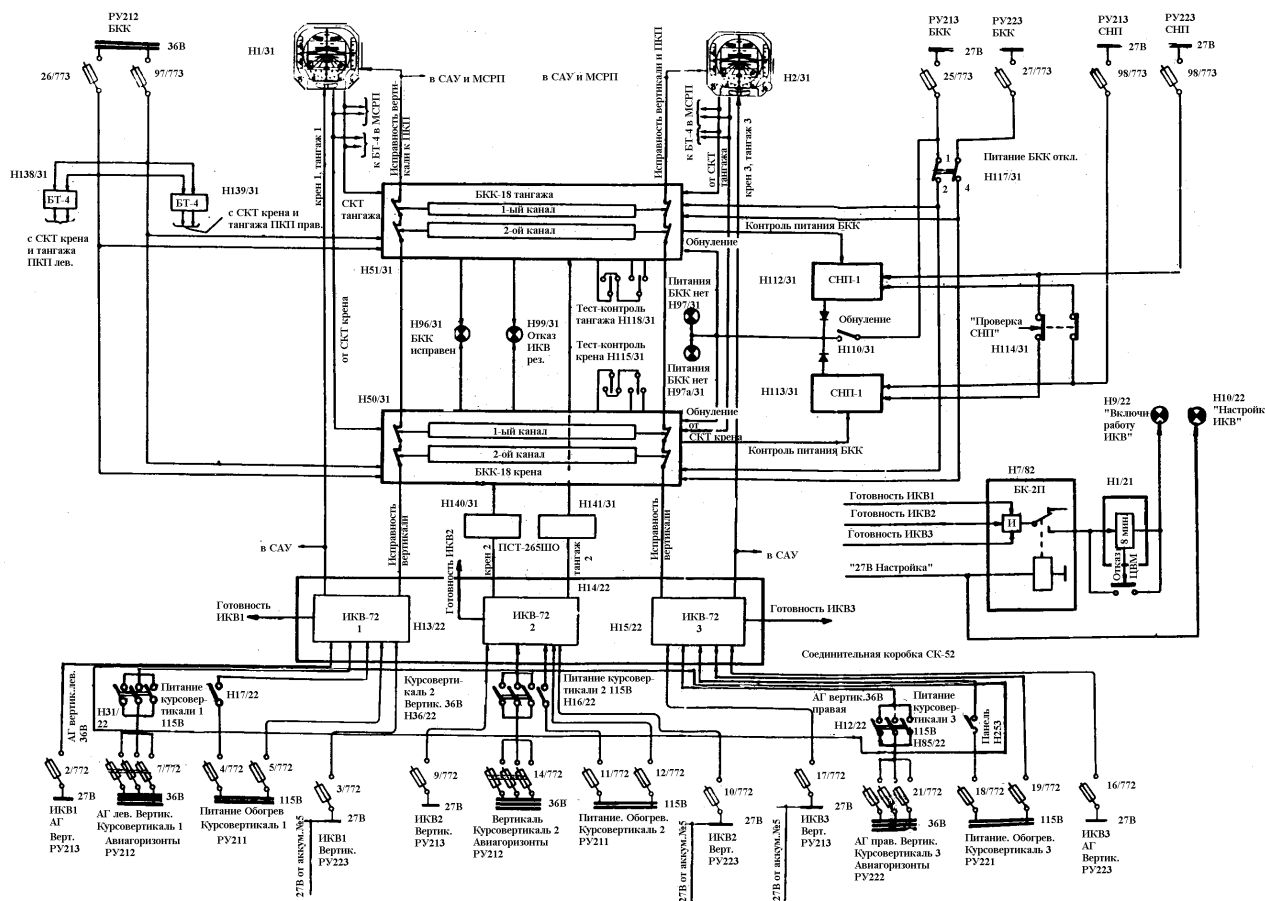


Рис.46. Структурная схема питания и контроля основных авиагоризонтов

Система внешнего контроля определяет правильность измерения и индикации углов крена (тангажа) путем сравнения их величин с достоверной, которая вычисляется в БКК осреднением сигналов крена (тангажа), поступающих в БКК от трех независимых источников: двух ПКП и резервной ИКВ.

Внешний контроль осуществляется с помощью двух БКК (один для углов крена, другой – для углов тангажа), система определяет, какой из трех источников сигналов крена (тангажа) неисправен, при этом на соответствующем ПКП выпадает бленкер «АГ» или загорается табло «ОТКАЗ ИКВ РЕЗ».

На самолете установлено три ИКВ (рис.47): левая (ИКВ1), правая (ИКВ3) и резервная (ИКВ2).

Левая и правая ИКВ имеют указатели углов крена и тангажа ПКП и образуют с ними основные авиагоризонты.

ИКВ представляет собой трехосную гиросtabilизированную гиросплатформу с дополнительной следящей рамой и двумя трехстепенными гироскопами.

Стабилизация платформы в пространстве обеспечивается с помощью внешней коррекции и индикаторной гироскопической стабилизацией.

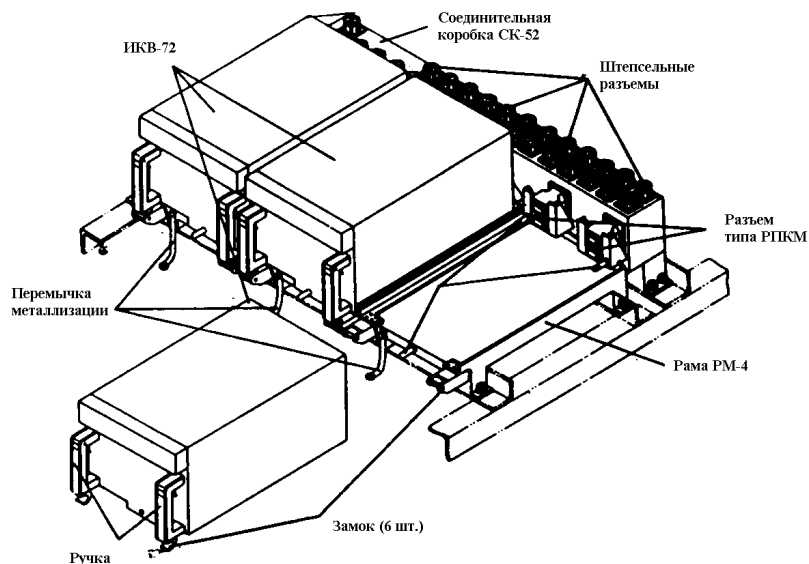


Рис.47. Инерциальная курсовертикаль ИКВ-72

Индикаторная гироскопическая стабилизация обеспечивает непрерывное слежение платформы за вектором кинетического момента гироскопа. Так как векторы кинетического момента обоих гироскопов неподвижны в пространстве (если на гироскопы не действует момент внешних сил), то и платформа сохраняет заданное положение независимо от углового положения самолета.

Горизонтирование гироплатформы (интегральная коррекция) осуществляется с помощью акселерометров, размещенных на гироплатформе, оси чувствительности которых взаимно перпендикулярны и совпадают с плоскостью гироплатформы.

При отклонении гироплатформы от горизонтальной плоскости акселерометры измеряют возникшую при этом вертикальную составляющую ускорения силы тяжести. Это ускорение интегрируется и преобразуется в вертикальную составляющую скорости, которая поступает датчик моментов. Датчики моментов, воздействуя на гироскопы, отклоняют их кинематические моменты. Индикаторная гироскопическая стабилизация, реагируя на отклонение гироскопических моментов гироскопов, возвращает гироплатформу в горизонтальное положение.

Снятие сигналов, пропорциональных углам крена, тангажа и гироскопического курса, производится с помощью синусно-косинусных трансформаторов (СКТ), установленных на соответствующих осях гироплатформы.

ИКВ имеет систему внутреннего контроля, которая выдает сигналы «Исправность», если все элементы ИКВ исправны. Кроме того, отдельно контролируется СКТ, вырабатывающие сигналы, пропорциональные углам крена, тангажа и гироскопического курса самолета. Если исправны СКТ углов крена и тангажа, то при наличии сигнала «Исправность» вырабатывается сигнал «Исправность вертикали», если исправен СКТ гироскопического курса – сигнал «Исправность курса».

При включении питания ИКВ работает в режиме «Настройка», при этом гиropлатформа приводится в рабочее положение в два этапа. Первый этап – «Ускоренный выход», при котором оси платформы совмещаются с проекциями продольной и поперечной осей самолета на горизонтальную плоскость. Гиropлатформа грубо устанавливается в горизонтальное положение и разворачивается по азимуту так, чтобы сигнал «СКТψ» был равен нулю. Продолжительность этапа 0,5 – 1 мин.

Второй этап – «Радиальная коррекция», при котором производится уточнение горизонтального положения гиropлатформы с точностью до 3' и вычисление величин дрейфа гироскопа.

Для вычисления величин дрейфа гироскопов в ИКВ поступает сигнал « $\Omega \cdot \sin \varphi$ » от пульта управления БСКВ, пропорциональный вертикальной составляющей вектора угловой скорости суточного вращения земли.

По окончании второго этапа (2 – 3 мин) и при наличии сигнала «Исправность» вырабатывается сигнал «Готовность». По этому сигналу гиropлатформа готова перейти в рабочее состояние, но не переходит до тех пор, пока переключатель «Р – Н» на пульте ПУ-41 серия 2 находится в положении «Н» (при этом горит табло «НАСТРОЙК ИКВ»). Режим «Настройка» должен продолжаться не менее 10 мин. Это время необходимо для достаточно точного определения дрейфов гироскопов. Контроль продолжительности режима производится в ЦВМ при ее исправности и при наличии сигнала «Готовность» от трех ИКВ, а также при условии, что в ЦВМ введена координата места стоянки самолета.

Через 10 мин по сигналу от ЦВМ загорается табло «ВКЛ РАБ ИКВ», по этому сигналу переключатель «Р – Н» следует установить в положение «Р» и зафиксировать предохранительным колпачком. При этом ИКВ переходит в рабочее состояние: включается интегральная коррекция гиropлатформы по углам крена и тангажа, гиropлатформа становится свободной в азимуте, запоминаются вычисленные значения дрейфов гироскопов, их дальнейшее уточнение прекращается, гаснут табло «НАСТРОЙК ИКВ» и «ВКЛ РАБ ИКВ». Запомненные значения дрейфов используются для компенсации дрейфов гироскопов в азимуте в течение всей работы ИКВ до ее выключения.

Если ЦВМ не исправна или не включена, то табло «ВКЛ РАБ ИКВ» загорится сразу по сигналу «Готовность» трех ИКВ (через 2 – 3 мин после включения ИКВ). Для обеспечения более точного вычисления дрейфов гироскопов в этом случае установить переключатель «Р – Н» в положение «Н».

Курсовертикаль выполнена в виде самостоятельного моноблока, который объединяет гиростабилизированную платформу, устройства стабилизации и коррекции, индикаторы ускорений, а также другие устройства, обеспечивающие работу гиростабилизированной платформы. На лицевой стороне ИКВ установлены электрический счетчик наработки часов СВ-1, пять сигнализаторов СО-1, с помощью которых фиксируется отказ гировертикали и других блоков, контрольный разъем РПКМ-67 и потенциометры для регулировки дрейфа гироскопов и интеграторов.

На задней стенке корпуса ИКВ размещены два штепсельных разъема (РПКМ) для соединения ИКВ с бортовой сетью самолета через соединительную коробку СК-52.

Каждая ИКВ размещена на раме РМ-4, которая крепится к профилям этажерки четырьмя винтами. Соединительная коробка крепится к профилям отдельно от рам винтами. Регулировка установки рамы относительно осей самолета при монтаже не требуется.

Рама имеет штуцер для подвода охлаждающего воздуха, необходимого для работы ИКВ. К штуцеру подсоединен мягкий трубопровод системы кондиционирования, который зажат хомутом.

ИКВ без обдува охлаждающим воздухом может работать в течение 120, 60, 40, 35 мин при окружающих температурах 25, 30, 35, 40°C соответственно. ИКВ расположены на левом борту в техническом отсеке между шпангоутами №13 – 15, на этажерке.

Блок контроля кренов БКК-18 (рис.48) контролируют работу ИКВ и ПКП по углам крена и тангажа. На самолете установлено два блока: один для контроля углов крена, другой – углов тангажа. Каждый блок состоит из двух равнозначных каналов, дублирующих друг друга. В каждый канал БКК поступают сигналы, пропорциональные углам крена (тангажа) от резервной ИКВ через трансформатор ПСТ-265ШО и от датчиков углов крена и тангажа левого и правого ПКП.

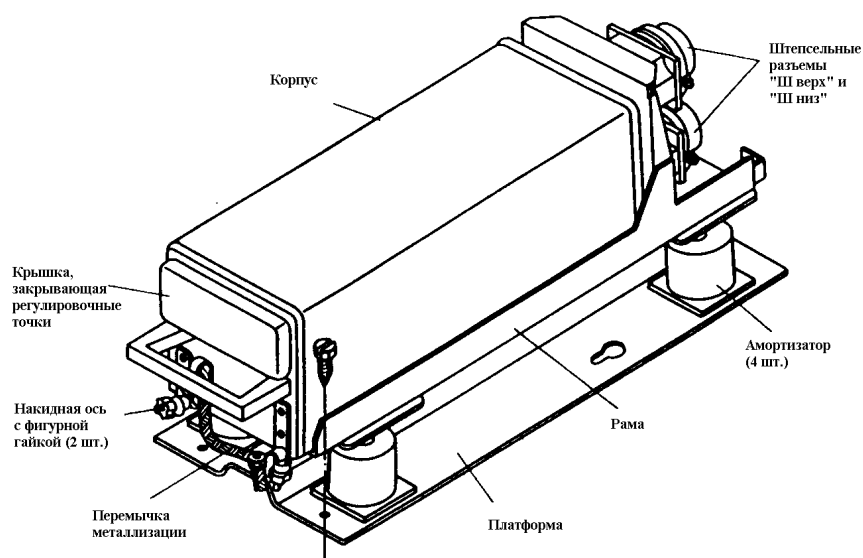


Рис.48. Блок контроля кренов БКК-18

Датчики углов крена (тангажа) ПКП питаются переменным током от автоматов защиты «БКК» через трансформатор БТ-4; величины их входных сигналов определяются величиной сигналов, пропорциональных углам крена (тангажа) ИКВ, и зависят от правильности их отработки указателем ПКП.

В БКК вычисляется осредненный сигнал крена (тангажа), с которым

сравнивается каждый из сигналов крена (тангажа), поступающих от двух ПКП и резервной ИКВ. Если левая и правая ИКВ со своими ПКП, а также резервная ИКВ исправны, то их сигналы совпадают с осредненным сигналом независимо от маневров самолета. При этом сигналы «Исправность вертикали» от левой и правой ИКВ поступают в соответствующий ПКП, и на ПКП убираются бленкеры «АГ». Одновременно эти сигналы поступают в САУ и МСРП.

При отказе одной ИКВ (левой или правой) или ее указателя ПКП сигнал датчика этого ПКП будет отличаться от осредненного сигнала. Если разность этих сигналов достигнет $7 \pm 2^\circ$, то в БКК срабатывает пороговое устройство и выключает логическую схему. Логическая схема определяет неправильно показавший ПКП и разрывает цепь сигнала «Исправность вертикали» соответствующей ИКВ. При этом на неисправном ПКП выпадает бленкер «АГ» и снимается сигнал «Исправность» с потребителей отказавшей ИКВ.

При отказе резервной ИКВ БКК аналогично вырабатывает сигнал «Отказ ИКВ резервной», поступающий на табло «ОТКАЗ ИКВ РЕЗ» на центральной панели приборной доски пилотов. Если откажут две ИКВ из трех, или ИКВ резервная и один ПКП, или два ПКП, то логическая схема БКК вырабатывает сигнал отказа для трех ИКВ, хотя одна из них исправна; при этом разрывается цепь сигналов «Исправность вертикали» левой и правой ИКВ и вырабатывается сигнал «Отказ ИКВ резервной», на обоих ПКП выпадают бленкеры «АГ» и на приборных досках пилотов загораются табло «ОТКАЗ ИКВ РЕЗ». Бленкер «АГ» на ПКП выпадает также при снятии сигнала «Исправность вертикали» из-за отказа ИКВ или при отказе ПКП по сигналу системы внутреннего контроля ПКП.

БКК имеет систему встроенного контроля, которая включается установкой переключателя «ТЕСТ – КОНТРОЛЬ» в положение «1» или «2», при этом имитируются условия отказа двух приборов. В положении «1» первый канал блока вырабатывает сигнал «ОТКАЗ», поступающий на оба ПКП, одновременно внутри блока производится автоматическая проверка функциональных схем, и, если они исправны, загорается табло «БКК ИСПРАВЕН» на левом пульте пилотов. При установке переключателя в положение «2» аналогично проверяется второй канал БКК.

При выполнении тест – контроля БКК одновременно производится его обнуление, т.е. приведение обеих частей БКК в исходное положение. Обнуление БКК можно также выполнить выключателем «ОБНУЛЕНИЕ», размещенным под кабиной экипажа рядом с блоком БКК (шпангоут №4 – 6).

Электропитание БКК постоянным и переменным током контролируется с помощью сигнализаторов нарушения питания (СНП). При отказе или выключении электропитания БКК срабатывает СНП, при этом производится обнуление БКК и загорается табло «ПИТАНИЯ БКК НЕТ» на приборных досках пилотов.

Блоки установлены на правом борту: под кабиной экипажа (шпангоут №4 – 6), на этажерке. Каждый блок установлен на раме с четырьмя амортизаторами и закреплен на ней замками. К бортовой сети блок подключается с помощью

разъемов на раме.

На передней панели блока размещены регулировочные элементы, закрытые крышкой, клемма для подключения перемычки металлизации, ручка для снятия и установки блока. На передней панели блока размещены два разъема «Ш_{верх}» и «Ш_{низ}», которые при установке блока на раму стыкуются с ответной частью разъемов на раме.

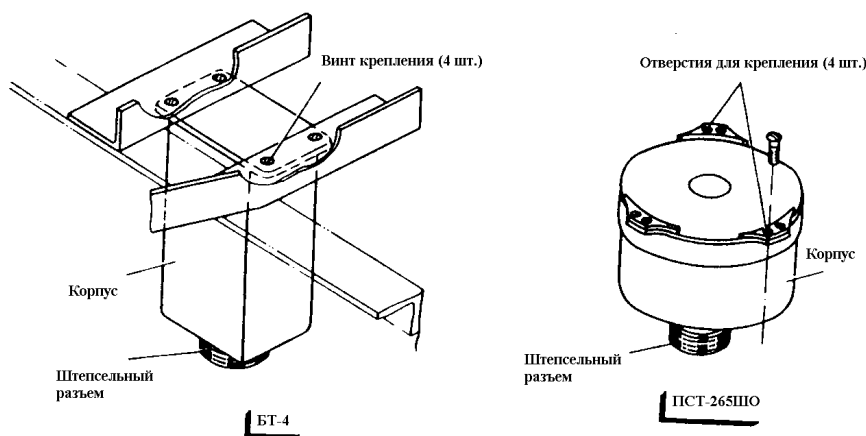


Рис.49. Трансформаторы ПСТ-265ШО и БТ-4

Сигнализатор нарушения питания СНП-1 (рис.50) предназначен для обеспечения сигнализации об отказе питания БКК-18. Сигнал об отказе в цепи постоянного тока выдается при снижении напряжения до $15\pm 3В$ или при обрыве, в цепи переменного тока при обрыве одной или двух фаз, а также при снижении питания до $27\pm 3В$.

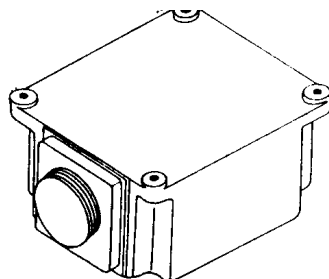


Рис.50. Сигнализатор нарушения питания СНП-1

На самолете установлено два СНП по числу БКК. При отказе питания СНП вырабатывает сигнал постоянного тока, который через систему аварийной сигнализации САС поступает на табло «ПИТАНИЯ БКК НЕТ» на приборных досках пилотов. Одновременно производится обнуление БКК.

Для того, чтобы загорелось табло «ПИТАНИЯ БКК НЕТ», достаточно сигнала от одного СНП-1. Поэтому для определения СНП-1, выдавшего сигнал о прекращении питания одного из блоков БКК-18, следует нажать кнопку «ПРОВЕРКА СНП» на пульте левого пилота и поочередно выключить автоматы защиты «СНП» на РУ223.

СНП размещены рядом с БКК (на правом борту под кабиной экипажа, на

этажерке). Он представляет собой металлическую коробку со штепсельным разъемом, крепится к профилям этажерки четырьмя винтами.

Питание ИКВ переменным током напряжением 115В и 36В и постоянным током напряжением 27В.

Аккумулятор аварийного освещения (аккумулятор №5) не используется для запуска ВСУ на земле и в воздухе, он непрерывно подзаряжается в полете, поэтому его напряжение стабильно. При отказе питания ИКВ от бортовой сети (отказ четырех генераторов в полете) работоспособность ИКВ не нарушается, поскольку их питание обеспечивается от аккумулятора №5 до запуска ВСУ и включения генератора ВСУ.

Питание переменным током напряжением 115В и 36В левой и резервной ИКВ осуществлено от шин распределительных устройств РУ211 и РУ212 левого борта, правой ИКВ – от шин РУ221 и РУ222 правого борта. В этих же целях, последовательно с установленными в РУ автоматами защиты, на панели Н253 установлены выключатели.

Блоки контроля кренов питаются:

- переменным током напряжением 36В от шин левого борта (к этим же шинам подключаются трансформаторы БТ-4, питающие датчики углов крена и тангажа ПКП, сигналы которых поступают в БКК для контроля);
- постоянным током напряжением 27В – от шин левого и правого борта через выключатель «ПИТАНИЕ БКК».

Сигнализаторы нарушения питания питаются постоянным током напряжением 27В от шин левого и правого борта. Сведения об источниках питания (шинах), автоматах защиты и выключателях в цепях питания ИКВ, БКК, СНП и их размещении на самолете приведены в таблице.

Таблица 10. Электропитание ИКВ и БКК

Потребитель	Номер РУ	Номер шины	Название АЗС	Тип АЗС	Название и тип выключателя на панели Н253
Курсовертикаль 1 (левая)	213	И1	«АГ ВЕРТИК 1»	АзРГК-10-2с	«АГ ВЕРТИКАЛЬ ЛЕВ»; 3В200К «ПИТАНИЕ КУРСОВЕРТИКАЛЬ 1»; В200К
	223	Аккумулятор №5	«ВЕРТИК 1»	АзРГК-10-2с	
	212	А В С	«АГ ЛЕВ ВЕРТИК 1»	Аз3К-2	
	211	В2	«КУРСОВЕРТИКАЛЬ 1, ПИТ»	АзФ1К-2	
Курсовертикаль 2 (резервная)	213	И2	«ВЕРТИК 2»	АзРГК-10-2с	«ВЕРТИКАЛЬ 2 ВЕРТИК»; 3В200К «ПИТАНИЕ КУРСОВЕРТИКАЛЬ 2»; В200К
	223	Аккумулятор №5	«ВЕРТИК 2»	АзРГК-10-2с	
	212	А В С	«ВЕРТИКАЛЬ 2»	Аз3К-2	
	211	В2	«КУРСОВЕРТИКАЛЬ 2, ПИТ»	АзФ1К-2	
	211	С2	«ОБОГР 2»	АзФ1К-10	

				10	
Курсовертикаль 3 (правая)	213 223 222 221 221	И2 Аккумулятор №5 А В С А2 С2	«АГ ВЕРТИК 3» «ВЕРТИК 3» «АГ ПРАВ ВЕРТИК 3» «КУРСОВЕРТИКАЛЬ 3, ПИТ» «ОБОГР 3»	АзРГК-10-2с АзРГК-10-2с Аз3К-2 АзФ1К-2 АзФ1К-10	«АГ ВЕРТИКАЛЬ ПРАВ»; 3В200К «ПИТАНИЕ КУРСО-ВЕРТИК 3»; В200К
БКК-18	213 223 212	И2 И2 А С	«БКК ОСНОВН» «БКК ДУБЛИР» «БКК»	АзРГК-10-2с АзРГК-10-2с АзФ1К-2(2шт)	
СНП-1	213 223	И2 И2	«СНП» «СНП»	АзРГК-10-2с АзРГК-10-2с	

Во время подготовки к работе курсовертикали должны быть приведены в рабочее положение. До включения питания курсовертикалей необходимо на ПУ-41 переключатель «Р – Н» установить в положение «Н», предварительно откинув предохранительный колпачок с надписью «РАБОТА». При включении питания загорается табло «НАСТРОЙК ИКВ». При условии что температура внутри корпуса ИКВ выше -5°C , автоматически включается режим «Ускоренный выход» и вырабатываются сигналы «Исправность», «Исправность вертикали» и «Исправность курса».

Этот режим продолжается в течение 1 мин, за это время гироскоп занимает положение, при котором ее две оси совпадают с проекциями продольной и поперечной осей самолета на горизонтальную плоскость, а третья ось, перпендикулярная первым двум, устанавливается в вертикальное положение.

По окончании режима «Ускоренный выход» на обоих ПКП убирается бленкер «АГ», гаснет табло «ОТКАЗ ИКВ РЕЗ». Указатели крена и тангажа ПКП индицируют стояночные углы крена и тангажа самолета. ИКВ выдают в другие системы сигналы стояночных углов крена, тангажа, а также курса, равного нулю.

Через 1 мин после включения питания автоматически включается режим «Радиальная коррекция», во время которого уточняется горизонтальное положение гироскопа и вычисляются величины дрейфа гироскопов. Через 2 – 3 мин у каждой ИКВ вырабатываются сигналы «Готовность», которые поступают в ЦВМ, где производится контроль продолжительности режима. ИКВ должен работать в режиме «Радиальная коррекция» не менее 10 мин для достаточно точного определения дрейфов гироскопов. Через 10 мин после включе-

ния питания по сигналу от ЦВМ (если в ЦВМ введены координаты места стоянки самолета), загорается табло «ВКЛ РАБ ИКВ», которое сигнализирует о том, что дрейфы гироскопов определены достаточно точно и что ИКВ готовы для перехода в рабочий режим.

Для перехода ИКВ в рабочий режим работы переключатель «Р – Н» следует установить в положение «Р» и зафиксировать его предохранительным колпачком с надписью «РАБОТА». При этом включается интегральная коррекция гироплатформы, она становится свободной в азимуте, табло «НАСТРОЙК ИКВ» и «ВКЛ РАБ ИКВ» гаснут.

Если ЦВМ не исправна или не включена, то табло «ВКЛ РАБ ИКВ» загорится через 2 – 3 мин, когда у трех ИКВ вырабатывается сигнал «Готовность». Переключение ИКВ в рабочий режим в этом случае также следует производить через 10 мин (для обеспечения более точного определения дрейфов гироскопов) после включения ИКВ, контроль продолжительности времени производит обслуживающий экипаж.

Внешняя система контроля, осуществляемая БКК и СНП, должна быть включена выключателем «ПИТАНИЕ БКК» на пульте левого пилота после того, как на ПКП будут убраны бленкеры «АГ» и их указатели крена и тангажа будут индицировать стояночные углы тангажа и крена самолета. При отказе левой и правой ИКВ, а также при срабатывании БКК из-за отказа левой (правой) ИКВ или соответствующего ПКП на этом КП выпадает бленкер «АГ».

При отказе резервной ИКВ по сигналу БКК загорается табло «ОТКАЗ РЕЗ ИКВ». Если прекратится питание БКК переменным или постоянным током, по сигналу СНП загорается табло «ПИТАНИЯ БКК НЕТ» и обнуляются оба блока БКК, при этом выключается внешний контроль показаний основных авиагоризонтов. Однако внутренний контроль ИКВ и ПКП продолжает работать и при отказе приборов бленкер «АГ» на ПКП выпадает.

Бленкеры «АГ» на ПКП и «КС» на ПНП выпадают также при вырубивании, если на пульте ПУ-41 был неправильно установлен переключатель «С – Ю» или при включении питания ИКВ переключатель «Р – Н» на ПУ-41 находился в положении «Р».

10. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КУРСА И ВЕРТИКАЛИ

БСКВ (рис.51) предназначена для вычисления курса самолета и выдачи электрических сигналов курса в другие системы. В качестве гироскопических датчиков в БСКВ используются 3 курсоверткали ИКВ. Связь БСКВ с другими системами показана на рис.52.

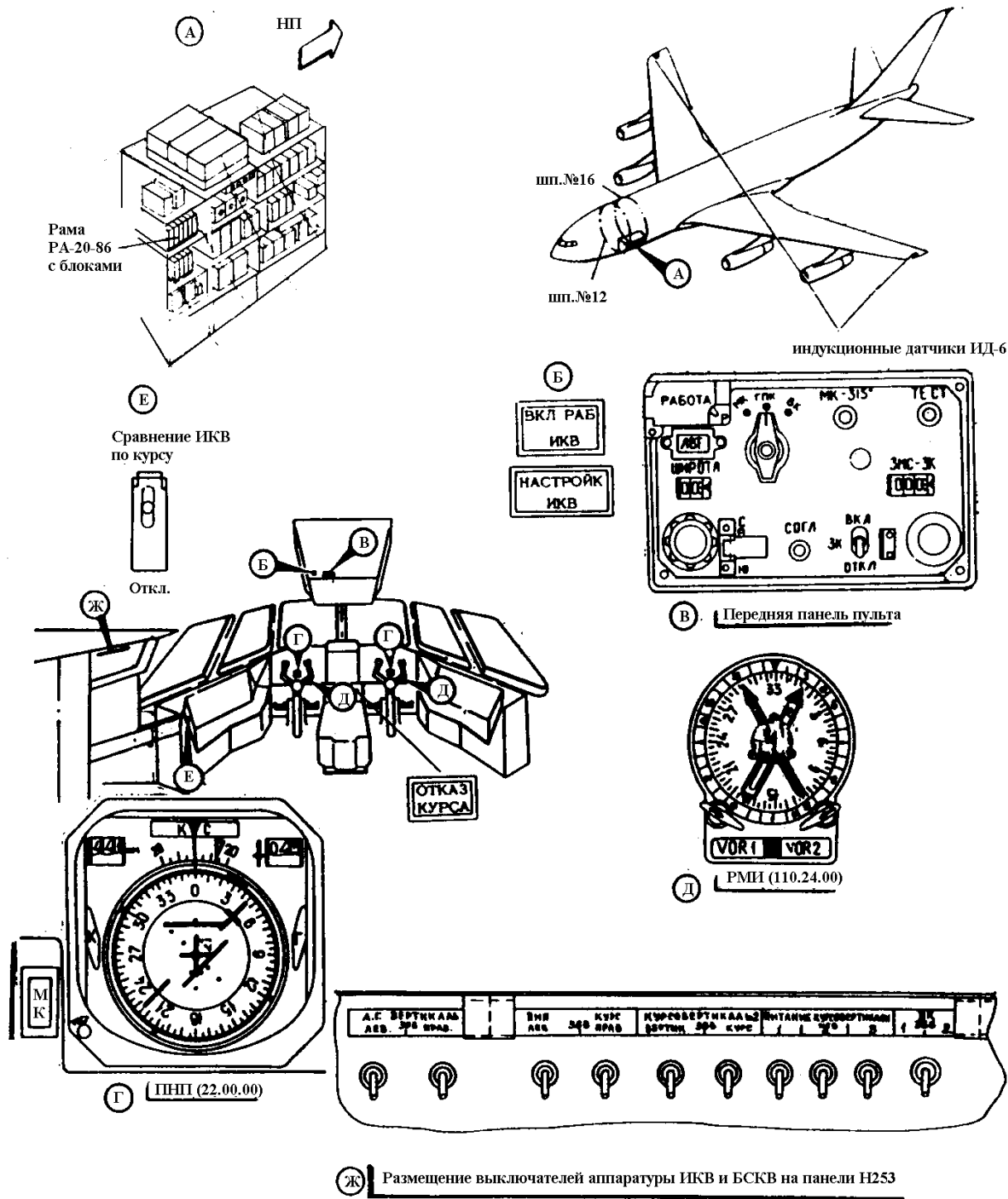


Рис.51. Размещение аппаратуры БСКВ

Табл.11. Состав БСКВ

Блок	Тип	Кол. штук	Обозначение	Назначение
Пульт управления	ПУ-41 серия 2	1	Н1/22	Обеспечивает включение режимов работы системы, ввод заданного курса, магнитного склонения, формирует сигнал широтной коррек-

				ции.
Блок согласования курса	БСК-4	3	Н2/22	Формирует сигнал приведенного курса.
Блок гиромагнитного курса	БГМК-6	2	Н2/22	Формирует сигнал гиромагнитного курса.
Блок коммутации	БК-45	1	Н2/22	Вырабатывает сигналы исправности измерителей курса, производит переключение внешних датчиков курса (ЦВМ, ИД-6), используемых для коррекции.
Рама амортизационная	Ра-20-86	1	Н2/22	Является амортизационным основанием для трех блоков БСК-4, двух БГМК-6 и БК-45; является соединительной коробкой, электрически связывающей блоки, установленные на раме с бортовой сетью и между собой.
Блок индукционный датчик	ИД-6	2	Н5/22, Н6/22	Измеряет магнитный курс самолета.
Самолетное оборудование				
Табло «МК»	ТС-6 по 0012 ТС-5М с 0013	2	Н11/22, Н12/22	Сигнализирует о том, что на соответствующем ПНП индицируется магнитный курс самолета.
Выключатели	ЗВ200К	3	Н33/22, Н34/22, Н37/22	Включают (выключают) из кабины экипажа питание курсовой части ИКВ по переменному току напряжением 36 В.
Выключатели	В200К	3	Н16/22, Н17/22, Н35/22	Включают (выключают) из кабины экипажа питание курсовых вертикалей по переменному току напряжением 115 В.
Выключатель «СРАВНЕНИЕ ИКВ ПО КУРСУ»	ЗВГ-15к	1	Н19/22	Включает (выключает) в системе контроля БСКВ сравнение приведенных курсов на выходе трех БСК-4.
Табло «ОТКАЗ КУРСА»	ТС-5М -	1	Н18/22	Сигнализирует об отказе второго канала приведенного курса, индицируемого на ИНО.
Табло «НАСТРОЙКА ИКВ»	ТС-5М - 2	1	Н10/22	Сигнализирует о включении ИКВ в режим «Настройка».
Табло «ВКЛ РАБ ИКВ»	ТС-5М - 2	1	Н9/22	Сигнализирует о том, что все три ИКВ не включены в рабочий режим.

Основные технические данные

Погрешность определения гиромагнитного курса не более 0,7 град.

Погрешность определения приведенного курса

после коррекции	не более 0,8 град./ч.
Порог срабатывания системы контроля при рассогласовании каналов приведенного курса 5 плюс-минус 2 град.	
Время готовности	не более 25 сек.
Потребляемый ток	
для цепей напряжением 27 В	3 А.
для цепей напряжением 36 В	3 А.

Принцип действия. БСКВ (рис.52) имеет три канала вычисления приведенного курса и два канала вычисления гироманнитного курса.

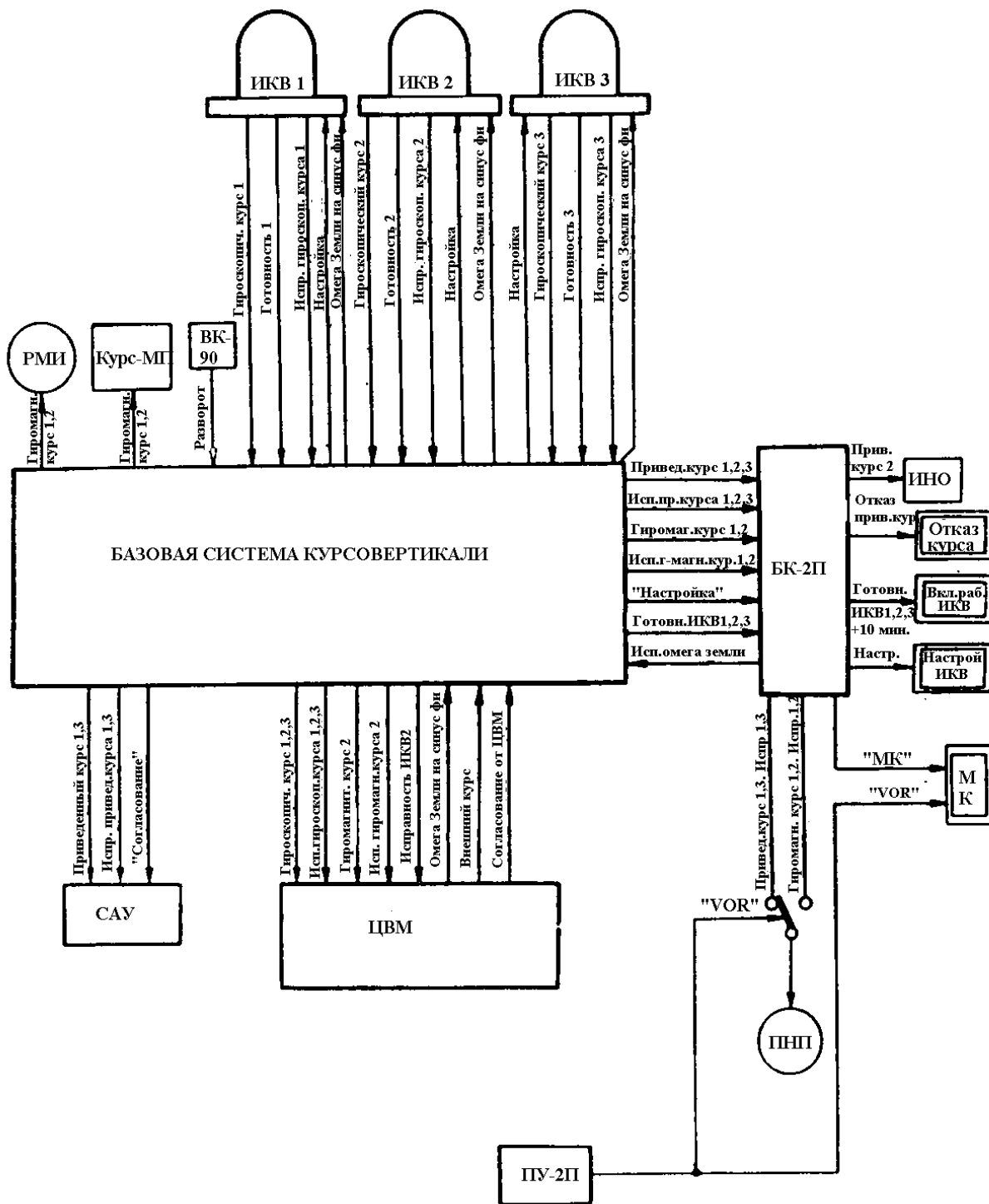


Рис.52. Схема связей БСКВ с системами самолета

Значение приведенного курса, вычисляемого первым и третьим каналами, индицируется на курсовой шкале левого и правого ПНП (если не горит табло «VOR» на ПУ-2П), вычисляемого вторым каналом, - на ИНО.

Гиромагнитный курс индицируется на курсовой шкале ПНП (если горит табло «VOR» на ПУ-2П) и на курсовой шкале РМИ.

Примечание: Приведенный курс - это курс самолета измеренный относительно условного направления, которое задается внешними датчиками: ЦВМ, ЗК, ИД-6.

В качестве условного направления может быть использован истинный (географический) меридиан земли или направление на магнитный север (магнитный меридиан земли).

Приведенный курс вычисляется в блоках согласования курса БСК-4, гиромагнитный - в блоках гиромагнитного курса БГМК-6.

Для вычисления приведенного курса в каждой БСК поступает сигнал гироскопического курса от соответствующей ИКВ. Этот сигнал подвергается широтной коррекции, при этом определяется гиropolукомпасный курс, измеряемый относительно направления, заданного гироскопическим датчиком (ИКВ).

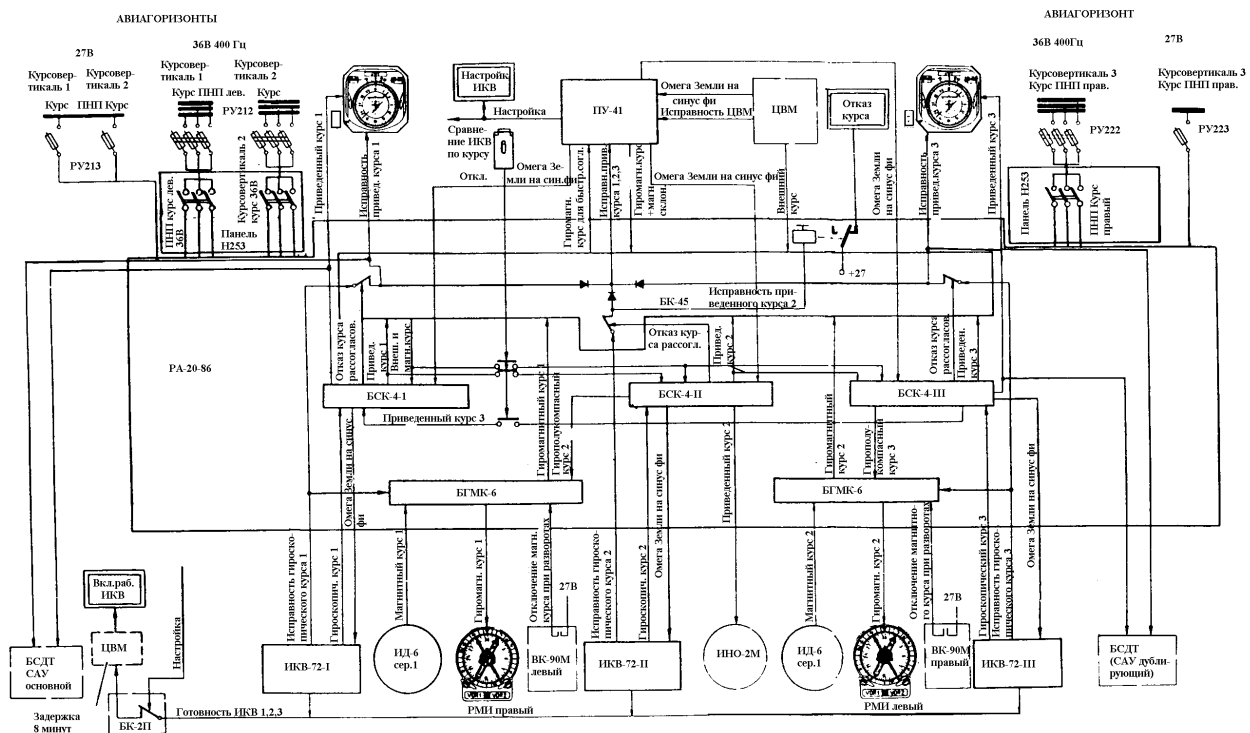


Рис.53. Структурная схема сигналов БСКВ

Широтная коррекция представляет собой непрерывно вводимую поправку, пропорциональную составляющей скорости вращения земли ($\Omega_3 \sin \varphi$) для широты местности, где производится измерение курса. Величина широтной коррекции вычисляется в ЦВМ или вводится вручную с пульта ПУ-41. При выдерживаниях гиropolукомпасного курса постоянным полет совершается по кратчайшему расстоянию между двумя точками на земле, по ортодромии, поэтому гиropolукомпасный курс называют так же ортодромическим.

Сигнал гиropolукомпасного курса может корректироваться по сигналам внешней коррекции от датчиков ЦВМ, или ЗК, или по сигналам магнитной

коррекции от индукционного датчика ИД-6, в зависимости от режима работы БСКВ. Откорректированный гирополукомпасный курс является приведенным курсом к определенному меридиану. Относительно этого меридиана измеряется курс самолета.

Сигнал внешней коррекции от ЦВМ вводится в режиме «ВК» и при условии, что выключен переключатель «ЗК» на ПУ-41.

Сигнал внешней коррекции представляет собой курс самолета вычисленный в ЦВМ. Он вводится в каждый БСК-4 по сигналу «СОГЛАСОВАНИЕ» который вырабатывается ЦВМ в момент смены ЛЗП, при выходе из зоны аэродрома вылета, при входе в зону аэродрома посадки (зона аэродромов - это круг радиусом 100 км от центра ВПП). В зоне аэродрома вылета и посадки загорается табло МК на приборной доске пилотов, рядом с ПНП.

Внешнюю коррекцию можно осуществить нажатием кнопки «СОГЛ» на пульте ПУ-41.

ЦВМ вычисляет курс самолета относительно истинного меридиана проходящего через точку начала каждой ортодромии маршрута; в зонах аэродрома вылета и посадки ЦВМ вычисляет курс самолета относительно магнитного меридиана, проходящего через центр ВПП.

Сигнал внешней коррекции от ЗК вводится также в режим ВК но при включенном выключателе ЗК на ПУ-41. Величина заданного курса устанавливается вручную ручкой ЗМС-ЗК на пульте ПУ-41 и контролируется по счетчику. Ввод курса от ЗК в каждый БСК-4 производится на земле при выставке начального курса, для этого необходимо нажать кнопку «СОГЛ».

Сигнал магнитной коррекции от ИД-6 вводится в режиме «МК». ИД-6 измеряет текущий магнитный курс самолета. Если требуется определить текущий истинный курс, то следует ввести через ПУ-41 магнитное склонение района полета.

Непосредственно сигнал магнитной коррекции вводится от первого канала гироманнитного курса, вычисляемого в блоке БГМК₁, нажатием кнопки «СОГЛ» на ПУ-41.

Если первый канал откажет, то автоматически подключается второй канал гироманнитного курса, вычисляемого БГМК₂.

В период между коррекциями (в режимах ВК и МК) БСК-4 вычисляет гирополукомпасный курс относительно меридиана проходящего через точку, в которой производилась коррекция.

Для вычисления гироманнитного курса в блоки БГМК₁ и БГМК₂ поступает сигнал гирополукомпасного курса от БСК2 и БСК3 соответственно, а также сигнал магнитного курса от левого (в БГМК₁) и правого (в БГМК₂) индукционных датчиков. Сигнал гирополукомпасного курса корректируется сигналом магнитного курса и на выходе БГМК вырабатывается усредненный гироманнитный курс. Во время разворотов самолета индукционный датчик имеет погрешности в измерении курса. Для исключения воздействия индукционного датчика на величину гироманнитного курса во время разворота производится

отключение сигнала магнитного курса с помощью выключателя коррекции ВК-90.

БСКВ имеет систему контроля в каждом канале БСК и БГМК контролируется наличие напряжения питания постоянным и переменным током и исправность работы следящей системы.

Если все исправно и есть сигнал исправности от соответствующей ИКВ то система контроля вырабатывает сигнал исправности для каждого канала БСК и БГМК отдельно.

Система контроля, кроме того, сравнивает значения приведенного курса на выходе трех каналов БСК. Если сигнал приведенного курса одного канала будет отличаться от сигналов приведенного курса двух других каналов на величину, превышающую допустимое значение, то система контроля определяет отказавший канал и отключает сигнал исправности этого канала.

Сравнение приведенного курса производится при условии, что включен выключатель «СРАВНЕНИЕ ИКВ ПО КУРСУ», размещенный на левом пульте пилотов. Сигналы исправности каналов БСКВ используются для сигнализации об отказах БСК-4 и БГМК-6.

Об отказе 1 и 3 каналов БСК сигнализируют бленкер «КС» на левом и правом ПНП (если не горит табло VOR на ПУ-2П). При отказе второго канала БСК загорается табло «ОТКАЗ КУРСА», размещенная рядом с ИНО. Если отказали все три канала БСК то на ПУ-41 появляется красный бленкер.

Об отказе 1го или 3го каналов БСК, кроме того, сигнализируют лампы на пульте сигнализации САУ, если включен канал крена АП. При включенном АП и отказе одного канала БСК производится автоматическое переключение канала крена АП на другой канал с соответствующей сигнализацией. При отказе двух (1-го и 3-го) каналов автоматически отключается канал крена АП.

Об отказе 1-го и 2-го каналов БГМК сигнализирует бленкер «КС» на левом и правом ПНП, если горит табло «VOR» на ПУ-2П.

При отказе БСК или БГМК гаснет лампа «ИСПРАВНОСТЬ» на соответствующем блоке.

В БСКВ предусмотрен тест - контроль который включается кнопками «ТЕСТ» и «МК - 315» на ПУ-41.

При нажатии кнопки «ТЕСТ» во все каналы приведенного курса подается сигнал +27 в. На всех БСК гаснет лампа исправность, на обоих ПНП выпадают бленкеры «КС» (табло VOR на ПУ-2П не горит), загорается табло «ОТКАЗ КУРСА». На ПУ-41 появляется красный бленкер; одновременно на шкалах БСК и курсовых шкалах ПНП и ИНО отрабатывается угол 18-20 град.

При отпускании кнопки восстанавливаются прежние показания курса, убираются бленкеры «КС» на ПНП и бленкер на ПУ-41, гаснет табло «ОТКАЗ КУРСА», загораются лампы «ИСПРАВНОСТЬ» на передних панелях БСК-4.

При нажатии кнопки МК-315 подается сигнал «+27 в.» В оба индукционных датчика: при этом на их выходе вырабатывается сигнал соответствующий углу 315 градусов, в обоих БГМК отрабатывается курс 315 плюс минус 10 гра-

дусов, который индицируется на шкалах БГМК и на левом и правом РМИ, а также на ПНП, если горит табло «VOR» на ПУ-2П; лампа «ИСПРАВНОСТЬ» на БГМК не гаснет. При отпускании кнопки показания курса восстанавливаются.

Блок согласования курса БСК-4 состоит из передней панели, каркаса, задней панели и двух боковых крышек.

На передней панели расположены контрольные гнезда, лампа «ИСПРАВНОСТЬ», окна со шкалами «ДРЕЙФ» и «КУРС», клемма заземления и упор для крепления блока к раме РА-20-86, а также ручки для переноски, монтажа и демонтажа блока.

На задней панели имеются разъем и гнездо, в которое входит направляющий штырь рамы при установке блока на раму. В комплект входят три блока БСК-4, они установлены на раме РА-20-86.

Блок гироманнитного курса БГМК-6 по своей конструкции аналогичен блоку БСК-4. На передней панели размещены ручки для демонтажа/монтажа и переноски блока, упор для крепления блока к раме, переключатель «МК-ГМК», лампа «ИСПРАВНОСТЬ», контрольные гнезда, а также два окна со шкалами отработки курса. Под крышкой в верхней части передней панели размещены ручка поворота ротора СКТ и регулировочные винты для компенсации девиации индукционного датчика и регулировочный винт компенсации погрешности, вызванной влиянием ускорения Кориолиса на индукционный датчик. На задней панели находится штепсельный разъем и гнездо, в которое входит направляющий штырь при установке блока на раму РА-20-86.

Переключатель «МК-ГМК» при выполнении девиационных работ должен быть установлен в положение «МК». При этом отключается сигнал гирополукомпасного курса, БГМК работает в режиме прямого слежения за индукционным датчиком и без запаздывания вырабатывает сигналы, пропорциональные углу поворота ИД-6 или поправкам, вводимыми при списывании девиации.

В полете переключатель «МК-ГМК» должен находиться в положении «ГМК». В комплект БСКВ входят два блока БГМК-6, они установлены на раме РА-20-86.

Блок коммутации БК-45 по конструкции аналогичен блоку БСК-4. На передней панели размещены ручки для демонтажа/монтажа и переноски блока, упор для крепления блока на раме, клемма для заземления и контрольные гнезда. На задней панели размещены штепсельный разъем и гнездо, в которое входит направляющий штырь при установке блок на раму. Блок установлен на раме РА-20-86.

В блоке формируются сигналы БСК-4. Эти сигналы отключаются при отказе гиродатчика курса (ИКВ-72), отказе питания БСК, следящей системы и при

наличии согласования выходных сигналов БСК на угол 5 плюс минус 2 градуса, если включен выключатель «СРАВНЕНИЕ ИКВ ПО КУРСУ».

В блоке обеспечивается автоматическое переключение сигнала гиромагнитного курса 1 на сигнал гиромагнитного курса 2, поступающий в БСК для коррекции в режиме «МК» при отказе БГМК₁.

Амортизационная рама РА-20-86. На раме (рис.54) установлены три блока БСК-4, два блока БГМК-6 и блок БК-45. Рама состоит из шести унифицированных платформ, соединенных в единое целое.

На каждой платформе имеется кронштейн, на котором размещены штепсельный разъем и направляющий штырь. В задней части рамы находится соединительная коробка с девятью штепсельными разъемами для соединения с бортовой сетью. Рама установлена на четырех амортизаторах, закрепленных на пластине. Пластина крепится к профилям четырьмя винтами.

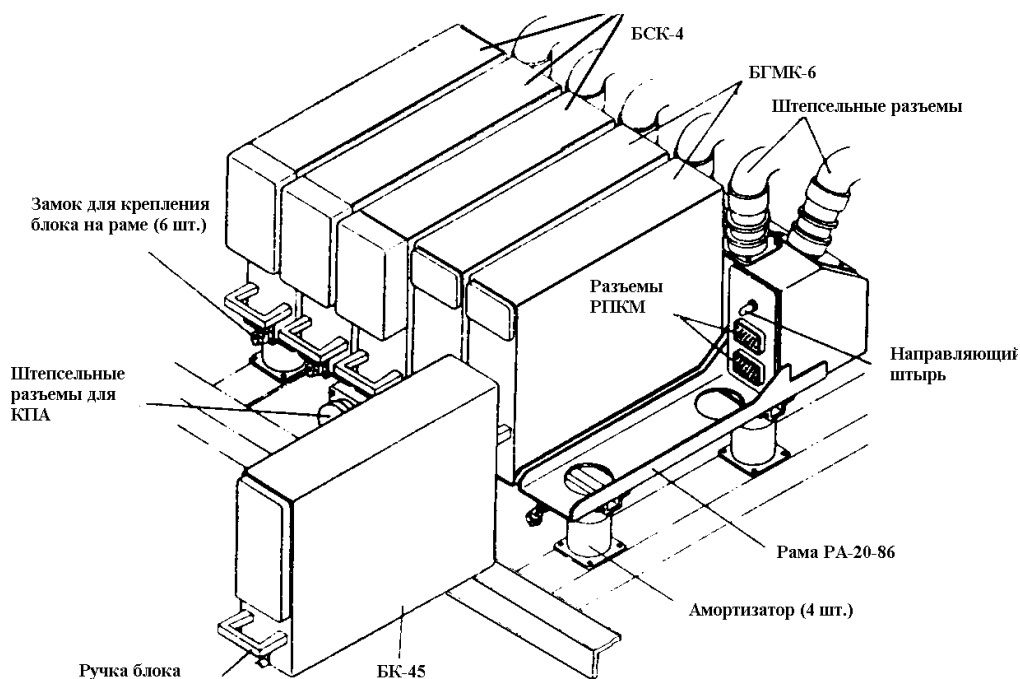


Рис.54. Рама РА-20-86 с блоками БСКВ

На передней части рамы размещены шесть винтовых зажимов для крепления блоков и два штепсельных разъема (Ш13 и Ш14) для подключения проверочной аппаратуры. Эти разъемы должны быть закрыты заглушками. Рама имеет шесть перемычек металлизации, подсоединенных к клеммам заземления блоков. Кроме того, имеется одна перемычка металлизации, подсоединенная «массе» самолета.

Пульт управления ПУ-41 серии 2 (рис.55) обеспечивает:

- включение режимов работы ИКВ;
- выбор режимов работы БСКВ;

- ввод сигнала широтной коррекции;
- ввод магнитного склонения или заданного курса;
- согласование показаний указателей курса (ПНП, ИНО, РМИ) с датчиками курса (ИД, ЦВМ, ЗК);
- сигнализацию исправности блоков БСК-4.

ПУ состоит из основания, на котором крепятся элементы управления и коммутации, закрытые кожухом. На передней панели пульта имеется светопровод из органического стекла, под которым размещены лампы подсветки. Также размещены четыре втулки с невыпадающими винтами для крепления пульта на самолёте. На задней панели пульта имеются два разъёма для подсоединения к бортовой сети. Пульт размещён на верхней щитке в кабине экипажа.

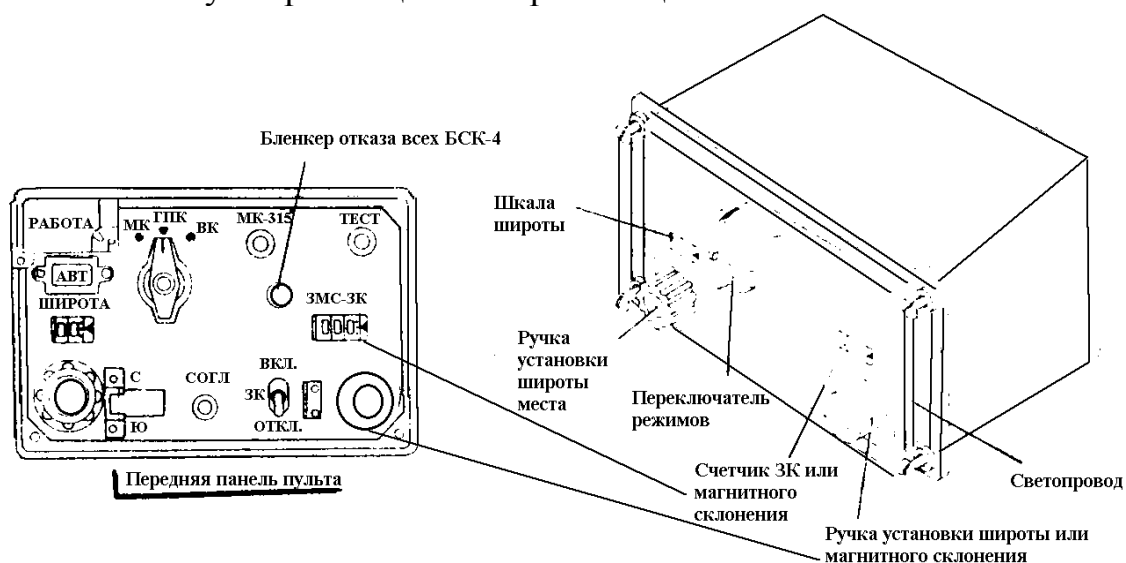


Рис.55. Пульт управления ПУ-41

Индукционный датчик ИД-6 (рис.56) состоит из двух чувствительных элементов индукционного типа, измеряющих магнитное поле земли, оси чувствительности которых взаимно перпендикулярны. Чувствительные элементы размещены в корпусе на карданном подвесе. Колебания карданного подвеса демпфируются жидкостью и ограничены в пределах плюс - минус 20 градусов.

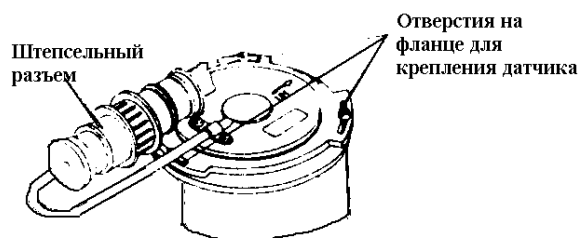


Рис.56. Индукционный датчик ИД-6

На самолёте установлено два ИД: в левом и правом концевых обтекателях крыла. Датчик установлен на кронштейне и крепится двумя диамагнитными

ми винтами. На фланце датчика для этого имеется три продолговатых отверстия, позволяющих вращать датчик в пределах плюс минус 10 градусов. Чтобы правильно закрепить датчик на самолёте, необходимо совместить нулевую отметку шкалы на фланце датчика с риской на кронштейне.

Подход к датчику осуществляется через люк на концевом обтекателе крыла. К бортовой сети датчик подсоединяется с помощью разъёма, закреплённого на специальном кронштейне.

БСКВ питается постоянным током напряжением 27В и переменным трёхфазным током напряжением 36В. Первый и второй каналы приведённого курса (БСК₁ и БСК₂) и первый канал гиромагнитного курса (БГМК₁) питаются от шины левого борта, третий канал приведённого курса (БСК₃) и второй канал гиромагнитного курса (БГМК₂) от шины правого борта.

Сведения об автоматах защиты и выключателях в цепях питания БСКВ и их размещении на самолете приведены в таблице.

Табл.12. Место установки и тип автомата защиты

Распределительное устройство	Автоматы защиты		Выключатели на панели Н253		Потребители
	Наименование	Тип	Наименование	Тип	
РУ212	«КУРСОВЕРТИКАЛЬ 1, ПНП ЛЕВ. КУРС»	А3ЗК-5	«ПНП КУРС ЛЕВ»	2В200К	БСК1, БГМК1, БК-45
	«КУРСОВЕРТИКАЛЬ 2, КУРС»	А3ЗК-5	«КУРСОВЕРТИКАЛЬ 2 КУРС»	2В200К	БСК2, БК-45,
РУ213	«КУРСОВЕРТИКАЛИ 1, ПНП КУРС»	А3РГК-5-2с			БСК1, БГМК1, БК-45
	«КУРСОВЕРТИКАЛИ 2, КУРС»	А3РГК-5-2с			БСК2, БК-45
РУ222	«КУРСОВЕРТИКАЛЬ 3, ПНП ПРАВ. КУРС»	А3ЗК-5	«ПНП КУРС ПРАВ»	2В200К	БСК3, БГМК2, БК-45
РУ223	«КУРСОВЕРТИКАЛЬ 3, ПНП КУРС»	А3ЗК-5-2с			БСК3, БГМК2, БК-45

Режимы работы. БСКВ для определения приведенного курса имеет три режима, которые включаются переключателем режимов на ПУ-41:

- «ГПК» - режим гирополукомпаса;
- «ВК» - режим внешней коррекции;
- «МК» - режим магнитной коррекции.

При этом в трех каналах (блоках БСК) вычисляется приведенный курс, который поступает к потребителям и индицируется на ПНП (табло «VOR» на ПУ-2П не горит).

Кроме того, независимо от режима работы БСКВ в двух каналах (блоках БГМК) вычисляется гироманнитный курс, который также поступает к потребителям (система «КУРС - МП») и индицируется на РМИ, а также на ПНП, если горит табло «VOR» на ПУ-2П.

Режим «ГПК». В этом режиме система (блоки БСК) выдает курс самолета, измеряемый относительно условного направления (ортодромический курс).

Режим основан на свойстве гироскопической системы (КУРСОВЕРТИКАЛИ) удерживать горизонтальную ось в неподвижном положении. Сигнал курса снимается с помощью СКТ, установленного на вертикальной оси курса вертикали. Для устранения ошибки в измерении ортодромического курса образующейся в связи с суточным вращением земли, в каждом из трех каналов производится непрерывная широтная коррекция сигналов трех курсовертикалей. Величина сигнала широтной коррекции зависит от широты местности, над которой пролетает самолет. Широта местности устанавливается вручную на ПУ-41.

Режим «ВК». Основной режим использования БСКВ в полете. В этом режиме периодически производится коррекция гирополукомпасного курса по сигналам от ЦВМ. Коррекция производится автоматически по сигналу «+27В СОГЛАСОВАНИЕ» от ЦВМ, который выдает в БСКВ в полете по маршруту при переходе на новую ЛЗП. В промежутках между коррекциями БСКВ вычисляет гирополукомпасный курс, измеренный относительно истинного меридиана точки, в которой произведена коррекция.

Коррекция производится также по сигналу «+27В СОГЛАСОВАНИЕ» от ЦВМ при выходе из зоны аэродрома вылета и в ходе в зону аэродрома посадки. Внутри зон аэродрома курс измеряется относительно магнитного меридиана проходящего через центр ВПП аэродрома. Одновременно загорается табло «МК».

Если во время взлета или в полете ЦВМ определит поправку к индицируемому курсу (истинному или магнитному) и эта поправка будет экипажем введена через ЦВМ (пульт ввода и индикации), то эта поправка одновременно вводится во все БСК-4, так как в ЦВМ при этом вырабатывается сигнал «+27В СОГЛАСОВАНИЕ».

Коррекция может быть осуществлена вручную нажатием кнопки «СОГЛ» на ПУ-41.

Широтная коррекция в режиме «ВК» производится так же, как и в режиме «ГПК», непрерывно. Сигнал широтной коррекции поступает в БСКВ автоматически от ЦВМ, при этом на ПУ-41 горит табло «АВТ».

Режим «ВК» может использоваться для начальной выставки курса без управления от ЦВМ.

Для этого включите выключатель «ЗК», установите ручкой «ЗМС-ЗК» значение начального курса, известного экипажу, контролируя его величину по счетчику, и нажмите кнопку «СОГЛ».

Однако при исправной ЦВМ начальный курс вводится в БСКВ от ЦВМ при вводе его через ЦВМ.

Режим «МК». В этом режиме производится коррекция гиropолукомпасного курса по сигналу от БГМК в точках маршрута, определяемых экипажем.

Коррекция осуществляется вручную путем нажатия кнопки «СОГЛ» на ПУ-41. После коррекции курс самолета измеряется относительно меридиана (истинного или магнитного в зависимости от введения магнитного отклонения), проходящего через точку маршрута в который произведена коррекция. В промежутках между коррекциями БСКВ вырабатывает гиropолукомпасный курс.

Сигнал гиромагнитного курса для коррекции поступает от первого канала БГМК, при отказе первого канала БГМК производится автоматическое переключение на второй канал.

Вычисление гиромагнитного курса. В первом и втором каналах БГМК вычисляется гиромагнитный курс независимо от положения переключателя режимов на ПУ-41. Гиромагнитный курс самолета измеряется относительно текущего магнитного меридиана.

Вычисление гиромагнитного курса производится путем непрерывной коррекции сигнала гиropолукомпасного курса, поступающего от 2-го 3-го каналов БСК, сигналами магнитного курса индукционных датчиков.

Возникает рассогласование между выходными сигналами индукционных датчиков и БГМК, то они могут быть согласованы нажатием на кнопку «СОГЛ» на ПУ-41 в режиме «ГПК».

При выполнении девиационных работ в БГМК предусмотрена возможность получить на выходе сигнал магнитного курса без гироскопического осреднения. Это производится путем установки переключателя «БГМК-МК» на блоке БГМК-6 в положение «МК». Сигнал магнитного курса вырабатывается также по запросу от ЦВМ.

Проверка работоспособности БСКВ производится с помощью встроенного контроля. При нажатии кнопки «ТЕСТ» на ПУ-41 курсовые шкалы обоих ПНП и ИНО, а также курсовые шкалы БСК-4 поворачиваются на угол 18-20 градусов, одновременно поворачивается шкала дрейфа БСК-4, на обоих ПНП выпадают бленкеры «КС», красный бленкер на ПУ-41, загорается табло «ОТКАЗ КУРСА». При нажатии кнопки «ТЕСТ» показания ПНП восстанавливаются, бленкеры убираются, табло «ОТКАЗ КУРСА» гаснет.

При нажатии кнопки «МК-315» на ПУ-41 на обоих РМИ и шкале курса БГМК устанавливается курс 315 градусов. При нажатии кнопки показания восстанавливаются.

11. НАВИГАЦИОННЫЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬ

Навигационный вычислитель (НВ) обеспечивает:

- программирование маршрута полёта и схемы захода на посадку;
- определение в частноортодромической системе координат места самолёта (МС) путём автоматического счисления;
- коррекцию счисленных координат и курса самолёта;
- включение схемы захода на посадку и автоматического управления предпосадочным маневром;
- индикацию значений текущих навигационных параметров;
- получение на экране индикатора навигационной обстановки изображения аэронавигационной карты местности и индикацию на этой карте МС и навигационных углов: курса, угла сноса, путевого угла, и истинного пеленга ориентира;
- включение автоматизированного контроля исправности навигационного вычислителя и включение имитации полёта
- выдачу сигналов для автоматического управления в горизонтальной плоскости.

Состав системы приведен в таблице 13.

Табл.13. Состав вычислителя

Наименование	Условное обозначение	Кол-во шт.	Обозначение	Назначение
Цифровая вычислительная машина:	ЦВМ20-86К	1	Н1/21	Решение навигационных задач в соответствии с заложенной программой
Рама с блоками БВЦ20, БПП20-2, БПП20-3, БП20				
Рама с блоком БОП20-1	ФРП-20-1МК	1	Н2/21	Увеличение объема памяти ЦВМ
Фильтр радиопомех				
		1	Н3/21	Подавление радиопомех

Фильтр радиопомех	ФРП-20-1М	1	Н4/21	Подавление радиопомех
Пульт управления	ПУ-2П	2	Н1/82 Н2/82	Управление индикацией навигационных параметров в ПНП
Пульт ввода и индикации	ПВИ-2ПМ (ПВИ-2)	2	Н3/82 Н4/82	Управление режимами работы, ввод и индикация навигационных данных
Пульт взлёта и посадки	ПВП	1	Н5/82	Управление заходом на посадку
Пульт подготовки и контроля	ППК	1	Н6/82	Управление режимами автоматической подготовки НВ к полёту, автоматический ввод программы в ЦВМ, включение режима «Контроль»
Блок коммутации	БК2-П	1	Н7/82	Соединение всех систем БНК, коммутация каналов информации, формирование предупреждающих, сигнализирующих и управляющих разовых команд
Блок питания	БП-2П	1	Н8/82	Обеспечение стабилизированным питанием всех пультов и БК-2П
Индикатор навигационной обстановки	ИНО-2М	1	Н13/82	Индикация места самолёта и навигационных углов на фоне перемещающейся карты местности
Преобразователь кодов дальности	ПКД	1	Н25/82	Преобразование двуполярного 32-разрядного кода дальности в 20-разрядный однополярный код
Самолетное оборудование				
Трансформатор	-	1	36/702	Подсвет пультов ПУ-2П, ПВИ и ПВП
Табло «МК»	-	2	Н12/22	Сигнализация включения счисления по магнитному курсу
Выключатель	ВГ-15К-2	1	Н34/21	Включение обдува ЦВМ на земле
Электровентилятор	ЭВ-2-3660	3	Н36/21 Н37/21 Н38/21	Обдув ЦВМ на земле
Табло: «Отказ ЦВМ, введи ф» «Счисл. СВС» «Проверь ПМ, АЭР» «Смена ЛЗП» «Введи ПМ, АЭР» «Смена РДС» «Введи № КПМ»	- - - - - - -	1 1 1 1 1 1 1	Н30/21 Н31/21 Н7/21 Н9/21 Н10/21 Н33/21 Н11/21	Сигнализация

«Отказ курса»	-	1	H18/22	
Выключатели:				
Питание «ИНО»	3В200К	1	H5/21	Включение и выключение питания по переменному току в кабине экипажа
Питание «ЦВМ»	3В200К	1	H54/21	
Питание «Пульты БНК»	3В200К	1	H55/21	
Пит. «ДИСС ИНО 36В»	3В200К	1	H32/71	

Основные параметры, измеряемые навигационным вычислителем

Географические координаты:

широта	От -90° до $+90^{\circ}$
долгота	От -180° до $+180^{\circ}$

Частноортодромические координаты:

Z	От -500 до 500 км
S	От 0 до 1000 км

Программирование полёта. В НВ реализуется навигационная программа, определяющая строгую последовательность прохождения самолётом всех пунктов маршрута от исходного пункта маршрута ИПМ до конечного пункта маршрута КПМ. Кроме того, обеспечивается оперативное программирование горизонтального маневра при заходе на посадку.

В основу программирования маршрута положены: заблаговременный ввод и хранение в оперативной памяти ЦВМ необходимых данных для основного и запасного маршрутов, составление программы конкретного маршрута выбором соответствующих исходных данных из памяти ЦВМ, ручной ввод данных перед полётом.

В ЦВМ могут быть запрограммированы географические координаты 50 пунктов маршрута (ПМ) в том числе конечный пункт маршрута (КПМ), восьми аэродромов, девяти радиомаяков, десяти зон радиодиспетчерской службы (РДС), значения магнитных склонений в районе аэродромов, 9 маяков VOR, обобщённые номера радиоканалов радиомаяков, частоты пунктов РДС. Кроме того, вводятся исходные данные для оперативных точек четырёх оперативных пунктов маршрута (ОПМ), одного аэродрома, одного радиомаяка и двух зон РДС.

Ввод исходных данных в запоминающее устройство ЦВМ осуществляется автоматически с перфокарт с и использованием пульта ППК или вручную с помощью пульта ПВИ и таблицы исходных данных полёта.

Выбор конкретного программного маршрута на данный полёт осуществляется ручным вводом в ЦВМ с пульта ПВИ номеров начального и конечного пунктов маршрута и номеров аэродрома взлёта и аэродрома посадки.

В полёте можно оперативно изменить программу маршрута путем ручного ввода номеров пунктов, избираемых в качестве начала и конца новой ветви маршрута, или путём ввода данных об оперативных пунктах маршрута и радиомаяков.

Все исходные данные указаны в плане полёта. Данные о ПМ содержат их географические координаты (широту $\varphi_{\text{ПМ}}$ и долготу $\lambda_{\text{ПМ}}$). Данные о радиомаяке содержат широту $\varphi_{\text{ПМ}}$, долготу $\lambda_{\text{ПМ}}$, обобщённый номер радиоканала $N_{\text{РК}}$ в виде буквенно-цифрового кода и значение магнитного склонения в районе маяка $\Delta M_{\text{РМ}}$. Данные о зонах радиодиспетчерской службы (РДС) содержат номер ПМ, расстояние от этого ПМ вдоль ортодромии до границы РДС, частоту радиодиспетчерского пункта, находящегося в данной зоне РДС.

Для каждого аэродрома взлёта или посадки приведены следующие данные:

- географические координаты центра ВПП,
- трёхзначный номер кадра района аэродрома на микрофильме ИНО,
- магнитное склонение района аэродрома,
- заданный путевой угол оси ВПП (ЗПУ ВПП).

Для самолётов оборудованных системами И-11-1, в связи с отсутствием пульта взлёта и посадки значение ЗПУ ВПП вводится через ПВИ вручную, на 180° меньше, чем указано в таблице исходных данных.

Схема захода задаётся четырьмя параметрами. Постоянный параметр, удаление ДПРМ от центра ВПП, программируется в ПЗУ. Три переменных параметра: S_2 , S_4 (расстояния вдоль оси Y от центра ВПП до точек 1 и 4 схемы захода на посадку) и ширина схемы заход задаются с пульта ПВИ при подготовке полета (рис.57)

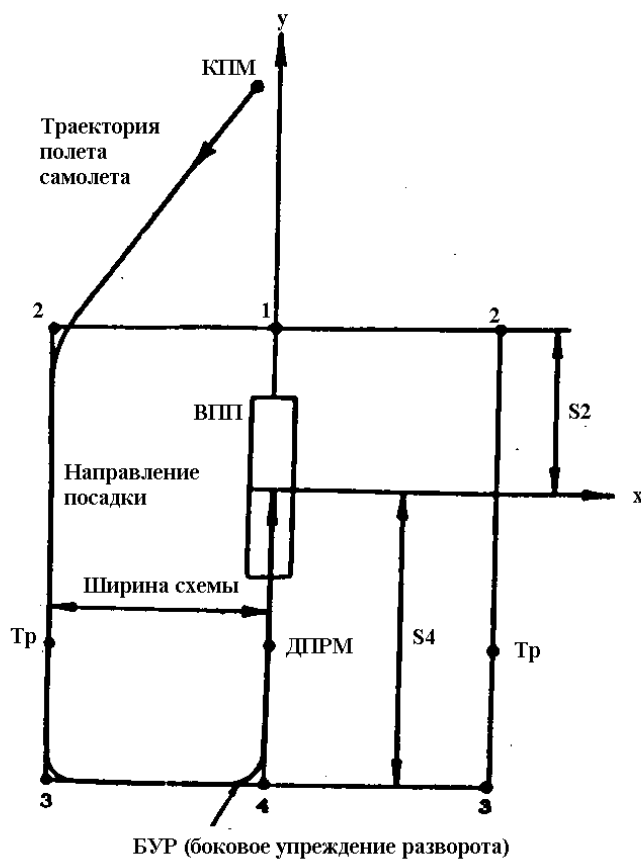


Рис.57. Схема предпосадочного маневра

На самолётах, где отсутствует пульт ПВП, использование ЦВМ для пилотирования самолёта осуществляется только после прохода первого ППМ.

Методы определения текущего МС. Определение МС в частноортодромической системе координат производится методом автоматического счисления пути по данным о путевой скорости, получаемым от ДИСС, об истинной воздушной скорости получаемым от ИКВСП, а также на основании информации об углах курса, крена и тангажа, получаемой от ИКВ и БСКВ.

В зависимости от типа датчика скорости, информация которого используется для автоматического счисления, различают два режима:

- курсо-доплеровское счисление, предусматривающее совместную работу ДИСС и ЦВМ с использованием курсовой информации, поступающей от ИКВ;
- аэрометрическое счисление, предусматривающее совместную работу СВС и ЦВМ с использованием курсовой информации, поступающей от ИКВ.

При работе в режиме счисления путём интегрирования проекций путевой скорости на координатные оси рассчитываются координаты места положения самолёта (МС) относительно частной ортодромии Z и S . ЦВМ также решает за-

дачи определения географических координат текущего МС и географических координат очередного ПМ - φ и λ .

Координаты Z и S индицируются на пультах ПВИ, географические координаты φ и λ - на ИНО-2М.

Информация о векторе скорости в виде доплеровских частот F_1, F_2, F_3 поступает в ЦВМ, где производится обработка доплеровских частот с учётом углов крена и тангажа, получаемых от ИКВ. В ЦВМ производится расчёт вектора путевой скорости и преобразование его в проекции на оси, связанные с частной ортодромией (W_s и W_z). При преобразовании учитывается и характер подстилающей поверхности путём выдачи в ЦВМ сигнала «Суша-Море».

При нормальной работе ДИСС выдаёт в ЦВМ сигнал «Работа». В этом случае определение координат производится с использованием курсо-доплеровского счисления.

При переходе ДИСС в режим «Память» осуществляется автоматическое включение аэрометрического счисления по данным истиной воздушной скорости и запомненному значению скорости ветра, проекции которой на оси частной ортодромии формировались в ЦВМ как разности между соответствующими проекциями скоростей ДИСС и ИКВСП. В этом случае загорается табло «Счисл. СВС» на центральной панели пилотов.

Режим счисления в полёте включается автоматически при достижении самолётом скорости 150-200 км/ч. На земле режим счисления можно включить вручную нажатием кнопки «Счисл.» на ПВИ.

Определение текущего частноортодромического курса $\psi_{пр}$ (приведенный курс) для задач счисления осуществляется в ЦВМ на основе текущего гироскопического курса, получаемого от ИКВ, заданного путевого угла частной ортодромии, вычисляемого в ЦВМ, широтной поправки за счёт вращения земли и поправки курса, формируемой также в ЦВМ с учетом значения начальной выставки курса. Приведенный курс формируется по трём каналам в БСКВ и индицируется на курсовых шкалах ИНО и ПНП при полётах по маршруту. При входе в зону аэродрома и при посадке БСКВ выдаёт потребителям магнитный приведенный курс, который формируется на основе выдачи в ЦВМ гиромагнитного курса также по трём каналам. Гиромагнитный курс во всех режимах выдаётся в систему «Курс-МП» и индицируется на радиомагнитных индикаторах РМИ-2Б. При входе в зону аэродрома или при полёте по маякам VOR загорается табло «МК» (магнитный курс), расположенное около ПНП.

Коррекция счисленных координат и курса осуществляется по данным системы «Радикал» при полётах над территорией России или по данным системы «Курс-МП» и СД-75 при полётах за рубежом. Поправки к счисленным координатам ΔS и ΔZ индицируются на пультах ПВИ.

В памяти ЦВМ запрограммированы координаты девяти радиомаяков. В полёте ЦВМ автоматически выбирает ближайший маяк, определяет его тип и

выдаёт сигнал настройки, который воспринимается пультом управления навигацией (ПУН) системы «Радикал» или пультами управления режимами VOR/DME (ПУР). При нажатии кнопки $\frac{N_{PM}/N_{KF}}{N_{PK}}$ на ПВИ индицируется номер радиоканала или частота радиомаяка VOR/DME.

Значения азимута A и наклонной дальности L до ближайшего маяка, измеренные системой «Радикал», выдаются в ЦВМ в виде двоичного последовательного кода.

Система «Курс-МП» и два дальномера СД-75 выдают в ЦВМ значения A и L по двум каналам. «Курс-МП» выдаёт сигналы АI и АII в виде напряжений с СКТ. Выбор АI или АII производится ЦВМ по сигналам готовности «Готовн. НПУI» и «Готовн. НПУII», выдаваемых блоком коммутации. Сигналы с блока коммутации, в свою очередь, определяются сигналами «Готовн. Курса I», «Навиг. I» или сигналами «Готовн. Курса II» и «Навиг. II», поступающими от системы «Курс-МП» и дальномеров.

Каждый дальномер выдаёт значение наклонной дальности в виде однополярного последовательного двоично-десятичного кода (код ДМЕ) и в виде биполярного двоичного кода. Данные о высоте полёта ИКВСП выдаёт по двум каналам.

На основании об измеренных азимуте и наклонной дальности, координатах маяка запрограммированных в ЦВМ, текущих координатах и высоте полёта ЦВМ определяет поправки ΔS и ΔZ к счисленным координатам. ЦВМ определяет также моменты входа и выхода из зоны действия радиомаяка и выдаёт номер радиоканала для системы «Радикал» или номер кодового канала и сигнал настройки на частоту маяка для системы «Курс-МП» и СД-75. Момент входа в зону определяется условием $D_{расч} < 350$ км, где $D_{расч}$ – расчетная горизонтальная дальность до программного маяка. Момент выхода из зоны определяется обратным условием $D_{расч} > 350$ км. Если самолёт находится в зоне действия маяка, то на индикаторах азимута и дальности (ИСА и ИСД) высвечиваются значения азимута и наклонной дальности до маяка. Если самолёт не вошёл в зону действия маяка, на индикаторах высвечиваются чёрточки.

Режим коррекции и введение поправок в счисленные координаты включается нажатием кнопок «РСБН» и «Испол» на ПВИ, когда самолёт находится в зоне действия маяка. Выключение режима коррекции происходит при вторичном нажатии кнопки «РСБН» или автоматически при выходе самолёта из зоны действия маяка. Можно проводить коррекцию координат самолёта по ИНО-2М.

При отказе ЦВМ или невозможности использования РСБН коррекция проводится вручную с ПВИ. При включении кнопок-табло «РСБН» и «Курс» осуществляется режим комплексной обработки информации, при котором производится коррекция счисленных координат и курса одновременно.

Методы формирования, коррекции и индикации курсовой информации. Исходной курсовой информацией, получаемой непосредственно от пер-

вичных датчиков, включающих данные о гироскопическом курсе, получаемые от ИКВ по трём каналам, и гиромагнитном курсе, получаемые также по двум каналам от системы БСКВ.

При нормально функционирующей ЦВМ система БСКВ должна работать в режиме «Внешний курс». При этом переключатель режимов на пульте управления ПУ-41 находится в положении ВК. Приведенный курс, выдаваемый потребителя по трём каналам, формируется в трёх блоках согласования БСК-4: в каждый блок БСК-4 поступает гироскопический курс, формируемый также по трём каналам, который корректируется за счёт широтной поправки для компенсации ухода гироскопов, вызванного суточным вращением земли.

Сигнал широтной поправки формируется в ЦВМ и непрерывно поступает на вход БСК-4. Полученный в результате гирополукомпасный курс корректируется по сигналу внешнего курса, который вводится из ЦВМ при разворотах на новый ППМ и при коррекции курса. Внешний курс вычисляется в ЦВМ относительно меридиана, проходящего через начало частноортодромического участка маршрута. При вычислении учитывается азимутальная поправка, определяемая в ЦВМ. Сигнал пропорциональный внешнему курсу автоматически поступает в БСКВ только после выдачи сигнала «Соглас. ЦВМ (ввод Чвк)» напряжением +27В или при нажатии кнопки «Соглас.» на пульте ПУ-41.

При входе в зону аэродрома ($D < 100$ км) ЦВМ выдаёт сигнал на световое табло «МК», при этом в БСКВ поступает приведенный курс, вычисленный ЦВМ относительно магнитного меридиана, проходящего через центр ВПП аэродрома. При отказе потребителя получают гирополукомпасный курс, при этом в блоках БСК-4 интегрируется широтная поправка, широта МС вводится вручную с пульта ПУ-41.

Контроль работоспособности навигационного вычислителя. Проверка ЦВМ производится автоматически с помощью теста встроенного контроля (ТВК). Обращение к тест-программе производится периодически с периодом повторения 0,2 с. При правильном выполнении ТВК на лицевой панели блока БВЦ20 светятся светодиоды «Исправность» и «Исправность ЦВМ». Проверка пультов ПВИ, ППК, ПВП и системы сигнализации производится с помощью контрольных сигналов, запрограммированных в постоянном запоминающем устройстве ЦВМ.

Питание навигационного вычислителя (рис.58).

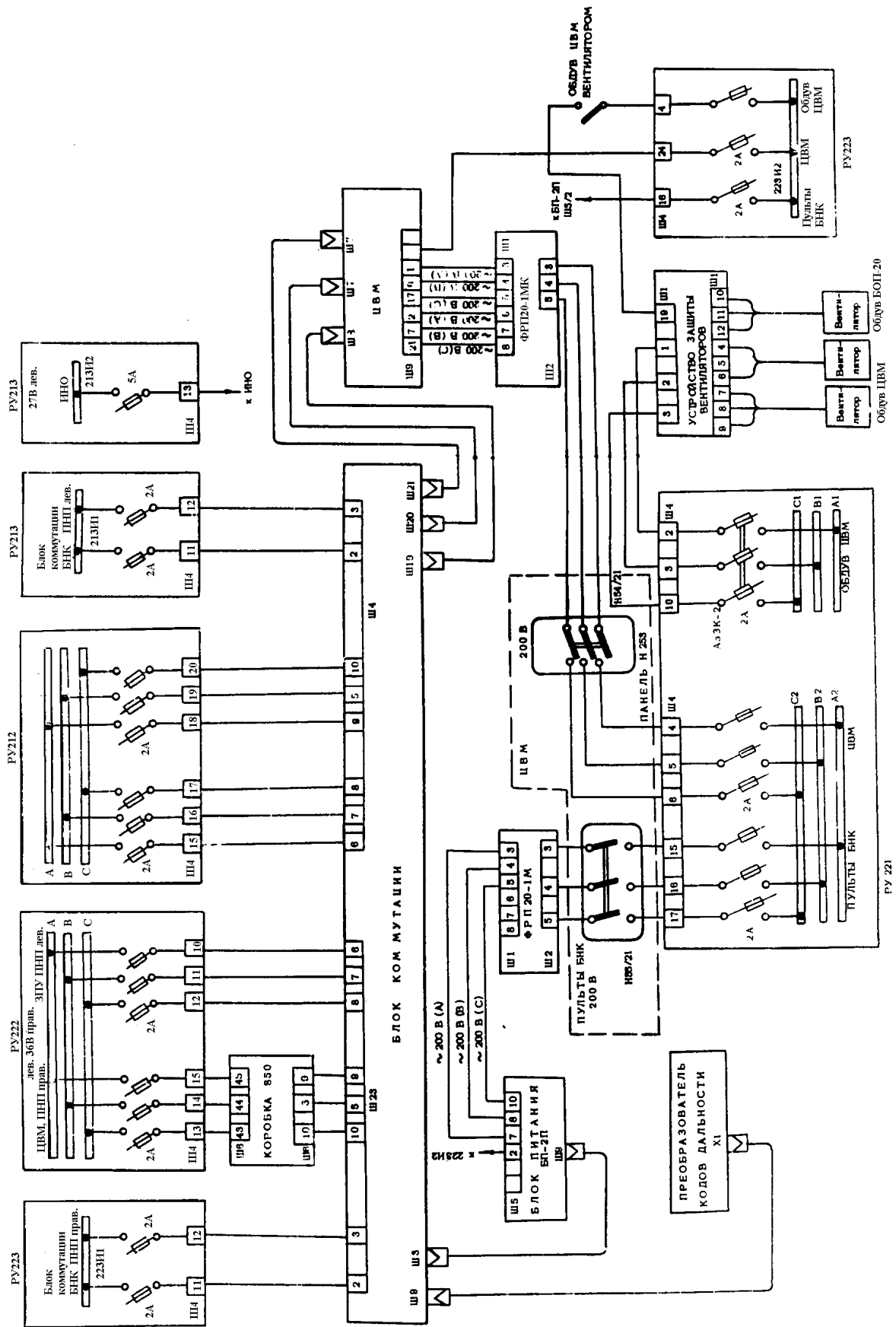


Рис.58. Схема питания навигационного вычислителя.

Блок коммутации БК-2П питается постоянным током напряжением 27В от автоматов защиты «Блок коммут. БНК» на РУ 213 и РУ223. Через блок коммутации питание подаётся к ПНП и ЦВМ от обоих бортов переменным током напряжением 36В частотой 400 Гц от автоматов защиты «ЦВМ ПНП ПРАВ» и «ЦВМ ПНП ЛЕВ», расположенных на РУ222 и РУ212.

ЦВМ питается постоянным током напряжением 27В и переменным током напряжением 200В частотой 400Гц через фильтр радиопомех ФРП20 от автоматов защиты «ЦВМ» расположенных соответственно на РУ223 и РУ221 правого борта. Для включения обдува ЦВМ на земле предусмотрены автоматы защиты на РУ223 и РУ221 «Обдув ЦВМ»

Блок питания БП-2П и пульта питаются постоянным током напряжением 27В от автомата защиты «Пульты БКК», расположенного на РУ223 правого борта. Переменный ток напряжением 200В 400Гц блок питания БП-2П получает через фильтр ФРП20 от автоматов защиты «Пульты БКК», расположенных на РУ221

Для сохранения ресурса работы вычислителя на панели выключателей Н253 устанавливаются выключатели питания по переменному току напряжением 200В «ЦВМ» и «Пульты БНК»

Элементы управления и сигнализации навигационного вычислителя расположены на пультах ПВИ, ППК, ПВП, ПУ-2П и ИНО. Табло сигнализации, расположенные на центральной панели и приборных досках пилотов, указаны в таблице 14.

Табл.14. Условия включения и выключения табло сигнализации

Световое табло	Цвет	Обозн.	Условия включения	Условия выключения
«Счисл. СВС»	желтый	Н31/21	Наличие сигнала «Отказ» или «Память» от ДИСС	Снятие сигнала «Отказ» и «Память» от ДИСС
«Отказ ЦВМ, введи ф »	желтый	Н30/21	(1) Отсутствие одного из питающих напряжений +27В, переменного 200В 400Гц (2) Отказ ЦВМ	Подача всех питающих напряжений Выключение ЦВМ
«Проверь ПМ, Аэр»	желтый	Н7/21	При сбое в двух-трех ячейках ОЗУ хранящегося параметры маршрута	Ввод координат ПМ или Аэр.
«Введи № КПМ»	желтый	Н11/21	Отсутствие необходимых данных в ячейке памяти ЦВМ	Ввод координат КПМ
«Смена ЛЗП»	желтый	Н9/21	При подходе самолёта к точке бокового упреждения разворота очередного ПМ	При выходе самолёта на новую ортодромию, при показаниях на ПВИ $Z > 400$

«Введи ПМ, Аэр»	желтый	H10/21	(1) Очередной участок маршрута не определён (сбой номера ПМ) (2) Отклонение самолёта от оси ВПП на величину, большую заданной, при полёте от точки 4 разворота до ДРМ (3) Не выставлено исходное место самолёта (т.е. не введён номер аэродрома взлёта)	Введение номера ПМ или координат этого ПМ если он не запрограммирован в ЦВМ Введение номера ПМ или координат этого ПМ если он не запрограммирован в ЦВМ Ввод номера аэродрома взлёта
«Отказ курса»	желтый	H18/22	Отказ второго канала приведенного курса	
«МК»	зелёный	H11/22 H12/22	(1) При входе в зону аэродрома или нахождение в зоне аэродрома (2) При отказе ЦВМ	При выходе из зоны аэродрома При выходе из зоны аэродрома
«Смена РДС»	желтый	H33/21	При подходе самолёта на 30-25 км до границы зоны РДС табло мигает	При пересечении самолетом границы зоны РДС табло гаснет

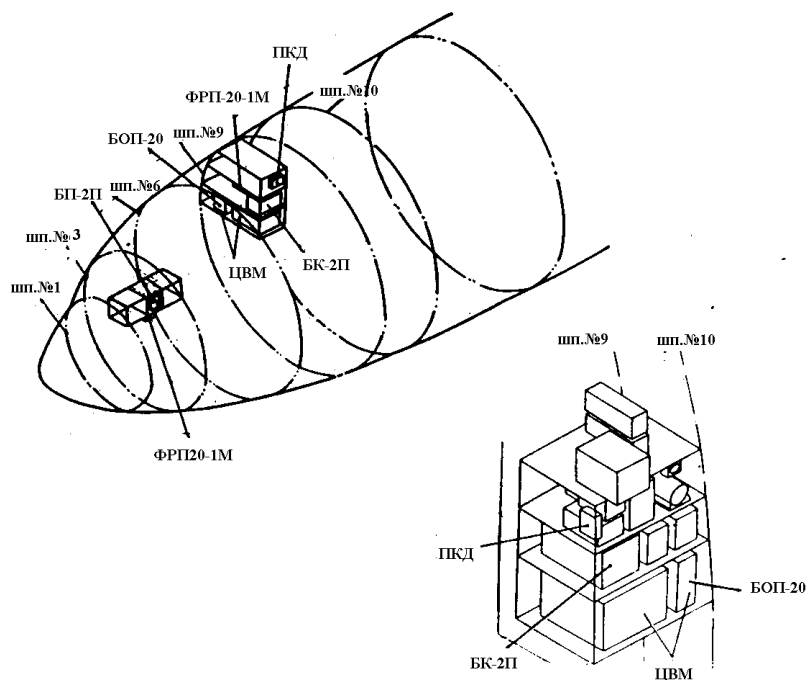


Рис.59. Размещение блоков НВ

Пульт взлёта и посадки, один из пультов ввода и индикации расположены на горизонтальной части центрального пульта пилотов, на наклонной части центрального пульта расположены индикатор навигационной обстановки и второй пульт ввода и индикации. Два пульта и световое табло «МК» расположены на приборной доске правого и левого пилотов.

Пульт подготовки и контроля находится на правой панели контроля.

ЦВМ, блок оперативной памяти, преобразователь кодов дальности, блок коммутации и один из фильтров радиопомех расположены на правом борту за кабиной экипажа, между шпангоутами №9 и №10. Блок питания БП-2П и второй ФРП установлены на правом борту под кабиной экипажа, между шпангоутами №4 и №6.

На центральной панели пилотов расположены табло: «Счисл СВС», «Отказ ЦВМ, введи ф», «Проверь ПМ, Аэр», «Смена ЛЗП», «Введи ПМ, Аэр», «Введи № КПП», «отказ ИКВ рез», «Смена РДС». На наклонной части центрального пульта рядом с ИНО расположено табло «Отказ курса».

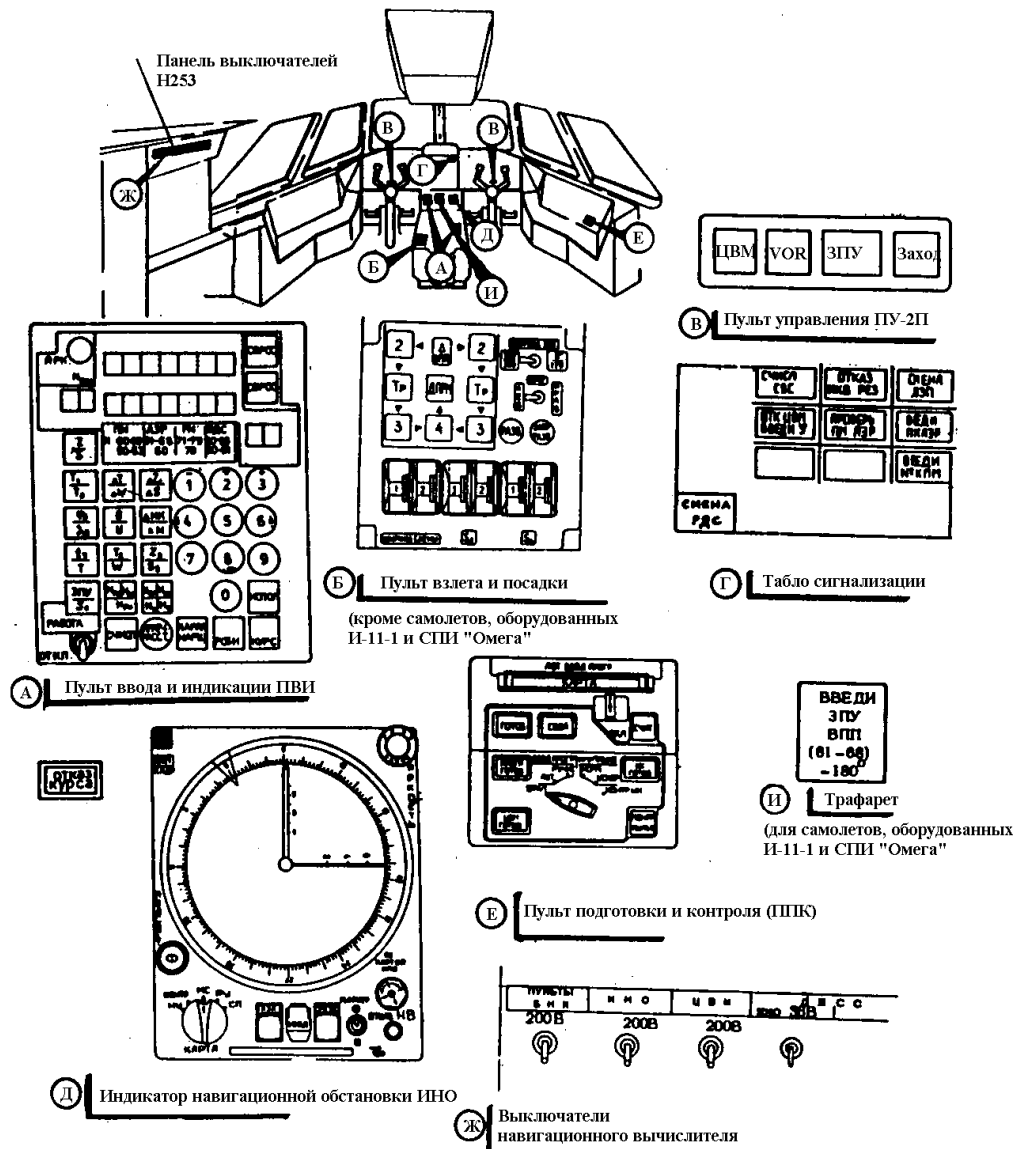


Рис.60. Размещение элементов управления и сигнализации НВ

Цифровая вычислительная машина ЦВМ20-86К (ЦВМ) предназначена для вычисления и выработки управляющих и командных сигналов, необходимых для решения задач в соответствии с заложенной программой.

ЦВМ располагается на двух несущих амортизационных рамах. На одной раме с шестью амортизаторами расположены четыре блока: блок питания БП-2П, блок вычислительный цифровой БВЦ20 и два блока постоянной памяти БПП20. На раме расположены два разъёма типа 2РМДТ. На другой амортизационной раме расположен блок оперативной памяти БОП20. Крепятся блоки к раме с помощью силовых штырей-ловителей и винтовых накладных замков. Каждый блок имеет переключку металлизации соединённую с рамой. К обеим рамам подведён обдув для охлаждения всех блоков ЦВМ в полёте от системы кондиционирования. На земле охлаждение ЦВМ осуществляется от трёх вентиляторов. Включение вентиляторов производится выключателем ВГ-20К «Обдув ЦВМ вентилятором», установленным на бытовой панели «265» бортинженера.

Выключатель закрывается колпачком, под которым имеется табло сигнализации «Обдув ЦВМ».

Основные технические данные

Тип ЦВМ – последовательно-параллельная, синхронная, с фиксированной запятой.

Быстродействие операций:

Сложения	200000 оп в секунду;
Умножения	100000 оп в секунду;
Деления	10000 оп в секунду;

Представление чисел - двоичное в дополнительном коде, с запятой, фиксированной после старшего разряда. Разрядность чисел – 16 двоичных разрядов (15 значащих и 1 знаковый).

Емкость оперативного запоминающего устройства - 1024 16-разрядных чисел.

Емкость постоянного запоминающего устройства (ПЗУ) - 16384 16-разрядных чисел.

Рабочий цикл	5 мкс
Основная частота	3.2 МГц
Время готовности к работе	не более 3 минут
Время непрерывной работы	15 часов
Потребление мощности трёхфазного 208 В 400 Гц	не более 800 В*А
Среднее время наработки на отказ	300 часов
Масса с ответными частями штепсельных разъемов	не более 47 кг
Суммарный объём	не более 91 литра

Принцип действия основан на оперировании числами, выраженными рядами цифр в двоичной системе исчисления. ЦВМ может решать математические и логические задачи, представленные только в арифметической форме, т.е. в виде точной последовательности арифметических операций сложения, вычи-

тания, умножения и деления. По этому информация, получаемая ЦВМ от различных датчиков в аналоговом виде (БСКВ, ИКВСП), преобразуется в дискретную форму и представляется в виде последовательности двоичных чисел. Информация от пультов, системы «Радикал» и от СД-75 поступает в преобразованном виде.

Вся информация поступает в ЦВМ периодически в момент выдачи импульса приема. Обмен информацией в двоичном коде между датчиками, пультами и ЦВМ происходит циклически, причем каждый цикл состоит из 16 последовательно поступающих информационных слов.

За один цикл проверяется 16 абонентов. Обновление информации по каждому из 16 абонентов осуществляется один раз в цикл.

Подключение первого абонента и затем остальных пятнадцати абонентов в одном цикле осуществляется в момент перехода фазы опорного напряжения (частотой 400 Гц) через нуль с положительной полувольты на отрицательную.

Алгоритм работы ЦВМ выбран таким образом, что в отрицательную полувольту производится формирование импульса выдачи (ИВ) и выдача информации из ЦВМ, а в положительную полувольту – формирование импульса приёма (ИП) и приём информации от датчиков. Выдача ИВ, ИП сопровождается выдачей синхроимпульса (СИ), частота которых равна 40 кГц.

Каждое слово, выдаваемое преобразователем кодов ЦВМ, сопровождается выдачей 4-хразрядного кода адреса из счётчиков адресов преобразователя. При этом сперва выдаётся код адреса, а затем по этому же проводу – код информации (16 разрядов). 20-и разрядный код, несущий информацию о выводимых параметрах сопровождается синхроимпульсами. Импульс выдачи формируется после смены адреса через 450 мкс, его длительность 525 мкс. Через 25 мкс после формирования переднего фронта ИВ начинает поступать 20-и разрядный код.

Импульс приема формируется в момент перехода синусоиды через нуль. Его длительность также равна 525 мкс. Через 25 мкс после формирования переднего фронта ИП в ЦВМ начинает поступать 20-разрядный код, несущий информацию о вводимых параметрах.

Связь ЦВМ с другими системами. В ЦВМ от ДИСС поступают следующие сигналы (рис.61): доплеровские частоты F1, F2, F3 по трём каналам, пропорциональные путевой скорости; постоянное напряжение «Коррекция W» для коррекции путевой скорости.

Из блока БК-2П в ЦВМ поступают сигналы «Работа», «Суша – Море» в виде постоянного напряжения 3В. В БК-2П от ЦВМ поступает сигнал «Контр. ДИСС» в виде нулевого напряжения относительно корпуса.

От концевого выключателя БК-2П в ЦВМ поступает сигнал не обжатия шасси в виде постоянного напряжения +27В, который включает в ЦВМ схему счисления координат.

От ИКВСП в ЦВМ поступают сигналы:

- переменное напряжение с СКТ, пропорциональное высоте полёта по двум каналам (Н1 и Н2);
- переменное напряжение с СКТ, пропорциональное воздушной скорости по двум каналам (V1 и V2);
- сигнал «M2» пропорциональный числу M;
- сигнал включения контроля «Тест-контроль».

В ЦВМ от БСКВ и ИКВ поступают сигналы:

- гироскопического курса по трём каналам в виде переменного напряжения с СКТ;
- гиромагнитного курса от второго канала в виде переменного напряжения с СКТ;
- исправности трёх каналов гироскопического курса и второго канала гиромагнитного курса в виде +27В;

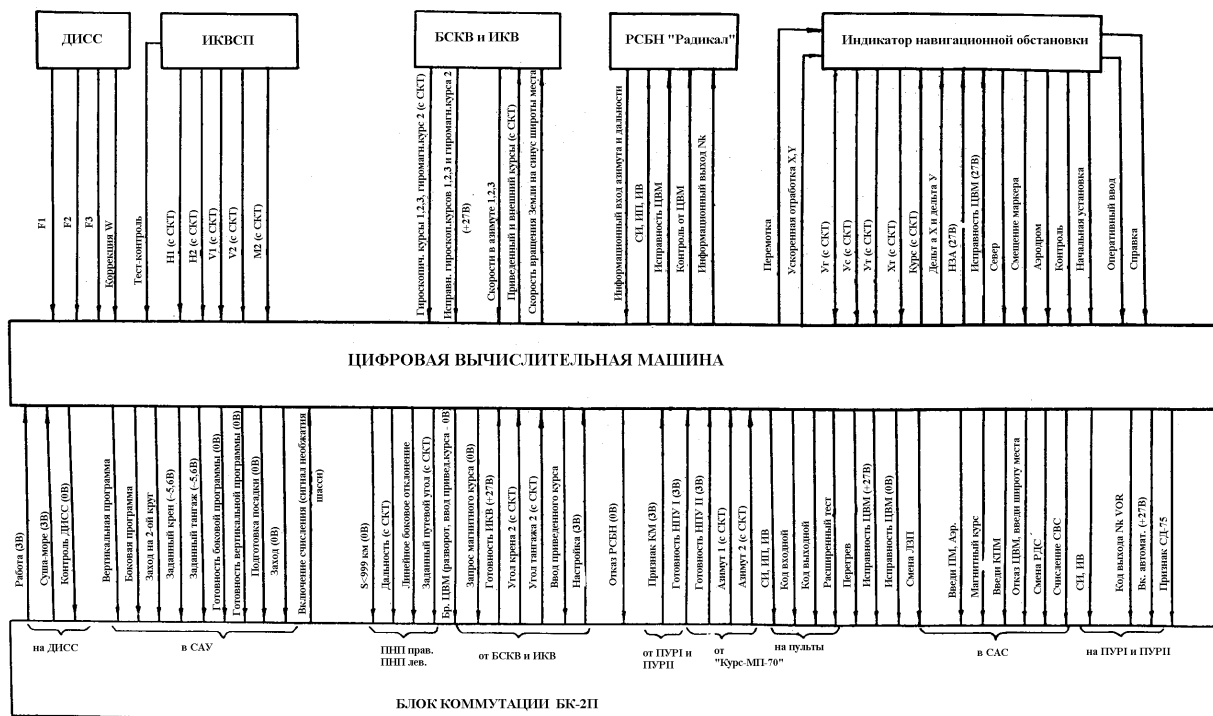


Рис.61. Схема связи ЦВМ с другими системами

Сигналы, пропорциональные угловой скорости азимута по трём каналам.

От ЦВМ в БСКВ поступает сигнал, пропорциональный величине широтной поправки и значение приведенного курса в виде переменного напряжения с СКТ.

Из БК-2П в ЦВМ выдаются сигналы:

- крена и тангажа в виде переменного напряжения с СКТ;
- «Готовность ИКВ» в виде постоянного напряжения +27В
- «Настройка» в виде постоянного напряжения +3В.

В блок БК-2П из ЦВМ в виде нулевого напряжения относительно корпуса выдаются сигналы:

- «Бр ЦВМ» (быстрое рассогласование ЦВМ) – сигнал ввода приведённого курса;
- «Запрос МК».

От ЦВМ через блок БК-2п в САУ поступает сигнал, пропорциональный величине заданного угла крена, а также следующие сигналы в виде постоянного нулевого напряжения относительно корпуса:

- «Готовность боковой программы»;
- «Боковая программа»;
- «Подготовка посадки»;
- «Заход».

Сигналы «Вертик программа» «Готовность вертикальной программы» в САУ не используются. От САУ в ЦВМ через блок БК-2П выдаётся сигнал «уход на 2 круг» в виде постоянного напряжения +3В

На пилотажно-навигационные приборы через блок БК-2П от ЦВМ выдаётся значение оставшегося расстояния до ППМ и ЗПУ, а также значение бокового отклонения от ортодромии Z.

Если расстояние между КПП превышает 999км, с ЦВМ выдаётся сигнал «S>999» в виде постоянного нулевого напряжения. Этот сигнал снимает сигнал исправности ЦВМ на бленкере «Д». Поэтому до расстояний $S > 999$ км бленкер «Д» закрыт.

От системы «Радикал» ЦВМ получает значения азимута и наклонной дальности в виде последовательного двоичного кода «Информац. вход А, Д». Из ЦВМ в блок БК-2П поступает сигнал «Отказ РСБН» в виде нулевого напряжения.

В систему «Радикал» от ЦВМ поступают:

- импульсы выдачи, импульсы приема и синхроимпульсы;
- значение номера радиоканала в виде последовательного двоичного числа;
- сигналы «Исправность ЦВМ», «Контроль от ЦВМ» в виде постоянного напряжения 27 В.

От системы «Курс-МП» в ЦВМ через БК-2П поступает значение азимута на радиомаяк по двум каналам (А1 и А2) в виде переменного напряжения с СКТ.

На ЦВМ из блока БК-2П поступают сигналы:

- «Готовность НПУ1», «готовность НПУ2» в виде постоянного напряжения +3 В при наличии сигналов «Готовн. Курса I», «Навиг-1» и «Готовн. Курса II» и «Навиг-II», поступающих из системы «Курс-МП»
- импульсы синхронизации и импульсы выдачи информации;
- номер частотного канала в виде цифрового двоичного кода;

- сигнал «ВКЛ. автомат» в виде постоянного напряжения относительно корпуса для автоматического выбора частотного канала радиомаяка.

В ЦВМ с ПУР1 или ПУР2 через блок БК-2П поступает сигнал «Признак КМ» в виде напряжения +3В при переключении индикации дальности в морских милях на индикацию дальности в километрах.

Из ЦВМ в блок БК-2П поступает сигнал «Признак СД-75».

Из ЦВМ в блок БК-2П поступают следующие сигналы в виде нулевого напряжения относительно корпуса: «Смена ЛЗП», «Введи ПМ, Аэр», «МК», «Введи КПМ», «Проверь программу», «Смена РДС», «Счисление СВС» - некоторые из этих сигналов поступают из блока БК-2П в систему аварийной сигнализации.

Из ЦВМ в блок БК-2П поступают сигналы исправности ЦВМ в виде нулевого напряжения и в виде постоянного напряжения +27В. Информация, которую необходимо выдавать на аналоговые приборы (на синусно-косинусные трансформаторы), преобразуется в ЦВМ из цифровой формы в аналоговую.

В блок БК-2П из ЦВМ выдаются сигналы: «БР ЦВМ» (быстрое рассогласование ЦВМ) – сигнал ввода приведенного курса; «Запрос МК».

От ЦВМ через блок БК-2П в САУ поступает сигнал, пропорциональный величине заданного угла крена, а также следующие сигналы в виде постоянного нулевого напряжения относительно корпуса:

- «Готовность боковой программы»;
- «Боковая программа»;
- «Подготовка посадки»;
- «Заход».

Сигнал «Вертик. программа», «Готовность вертикал. программы» в САУ не используются. От САУ в ЦВМ через блок БК-2П выдаётся сигнал «Уход на 2-ой круг» в виде постоянного напряжения +3В.

На ПНП через БК-2П от ЦВМ выдаётся значение оставшегося расстояния до ППМ и ЗПУ, а также значение линейного бокового отклонения от ортодромии Z. Если расстояние между КПМ превышает 999км, с ЦВМ выдается сигнал « S>999 км » в виде постоянного нулевого напряжения. Этот сигнал снимает сигнал исправности ЦВМ на бленкере «Д», по этому при расстояниях больших 999 км бленкер «Д» закрыт.

От системы «Радикал» ЦВМ получает значение азимута и наклонной дальности в виде последовательного двоичного кода «Информационный вход Аи Д». Из ЦВМ в блок БК-2П поступает сигнал «Отказ РСБН» в виде нулевого напряжения.

В систему «Радикал» от ЦВМ поступают:

- импульсы выдачи, импульсы приёма и синхроимпульсы;
- значение номера радиоканала в виде последовательного двоичного кода;

- сигналы «Исправность ЦВМ», «Контроль от ЦВМ» в виде постоянного напряжения +27В.

От системы «Курс-МП» в ЦВМ через блок БК-2П поступает значение азимута маяка по двум каналам в виде переменного напряжения с СКТ.

На ЦВМ из блока БК-2П поступают сигналы «Готовность НПУ1», «Готовность НПУ2» в виде постоянного напряжения +3В при наличии сигналов «Готовность курса 1», «Навиг. 1» и «Готовность курса 2», «Навиг. 2», поступающих из системы «Курс-МП».

На ПУР1 и ПУР2 из ЦВМ через блок БК-2П поступают:

- импульсы синхронизации и импульсы выдачи информации;
- номер частотного канала в виде цифрового двоичного кода;
- сигнал «Вкл. Автомат» в виде постоянного напряжения относительно корпуса для автоматического выбора частотного канала радиомаяка.

В ЦВМ с ПУР1 или ПУР2 через блок БК-2П поступает сигнал «Признак КМ» в виде постоянного напряжения +3В при переключении индикации дальности в морских милях на индикацию дальности в километрах.

Из ЦВМ в блок БК-2П поступает сигнал «Признак СД-75».

Из ЦВМ в блок БК-2П поступают следующие сигналы в виде нулевого напряжения относительно корпуса: «Смена ЛЗП», «Введи ПМ, Аэр», «МК», «Введи КПП», «Проверь программу», «Смена РДС», «Счисление СВС» - некоторые из этих сигналов поступают из блока БК-2П в систему аварийной сигнализации.

Из ЦВМ в блок БК-2П поступают сигналы исправности ЦВМ в виде нулевого напряжения и в виде постоянного напряжения +27В.

Пульты НВ предназначены для:

- автоматического или ручного ввода данных в ЦВМ перед полётом и в полёте;
- включения различных режимов работы при предполётной подготовке;
- индикации значений текущих навигационных параметров и индикации о режимах контроля;
- управления индикацией плановых навигационных приборов;
- включения заданной схемы захода на посадку и автоматического управления предпосадочным маневром;

В навигационный вычислитель входят: пульт подготовки и контроля (ППК), два пульта ввода и индикации (ПВИ), два пульта управления (ПУ-2П) и пульт взлёта и посадки (ПВП).

Все пульты кроме ПУ-2П представляют собой цифровые вычислительные приборы, которые управляются от ЦВМ и периодически обмениваются информацией с ЦВМ. На вход пультов от ЦВМ подаются импульсы синхронизации, выдачи и приёма. Для обеспечения обмена информацией в ЦВМ и из ЦВМ по-

ступает последовательный 20-разрядный двоичный код: 4 разряда - код адреса, последующие 16 разрядов – код информации. На ППК поступает сигнал «Расширенный тест» в виде постоянного напряжения +3В.

Основные технические данные

Напряжение:

При отсутствии импульсов выдачи или приёма	+3В
При наличии этих импульсов	<0,45В

Частота следования импульсов выдачи и приёма	400Гц
--	-------

Частота следования импульсов в коде и синхроимпульсов	40кГц
---	-------

Напряжение:

При наличии синхроимпульса	>2,0В
----------------------------	-------

При отсутствии синхроимпульса	<0,45В
-------------------------------	--------

Длительность фронта импульсов синхронизации	2,5мкс
---	--------

Код из ЦВМ:

Нулевой контроль	0,45В
------------------	-------

Единичный контроль	+3В
--------------------	-----

Код в ЦВМ:

Нулевой уровень	0,45В
-----------------	-------

Единичный уровень	2,6 – 3,0 В
-------------------	-------------

Пульт проверки и контроля ППК (рис.62) предназначен для включения различных режимов предполётной подготовки навигационного вычислителя, для синхронизации прохождения режимов контроля, для автоматического и ручного режимов контроля, для автоматического ввода программ в ЦВМ и включения автоматизированного контроля всех пультов навигационного вычислителя.

Переключатель служит для включения различных режимов работы навигационного вычислителя. Когда переключатель находится в положении «Откл», работает специальная программа ЦВМ (или общий алгоритм диспетчера), в положении «Ввод Progr Авт» включается режим автоматического ввода данных маршрута в память ЦВМ, в положении «Ввод Progr Ручн.» Включается режим ручного ввода исходных данных (пунктов маршрута, аэродромов, радиомаяков и т. д.) с пульта ПВИ, в положении «Имитация норм.» и «Имитация ускор.» Включается проверка введённой в ЦВМ программы полёта и функционирования некоторых алгоритмов с нормальной и ускоренной скоростью проверки. В положении «Контр НК» производится статическая проверка работы навигационного комплекса по контрольным значениям параметров, вводимых автоматически.

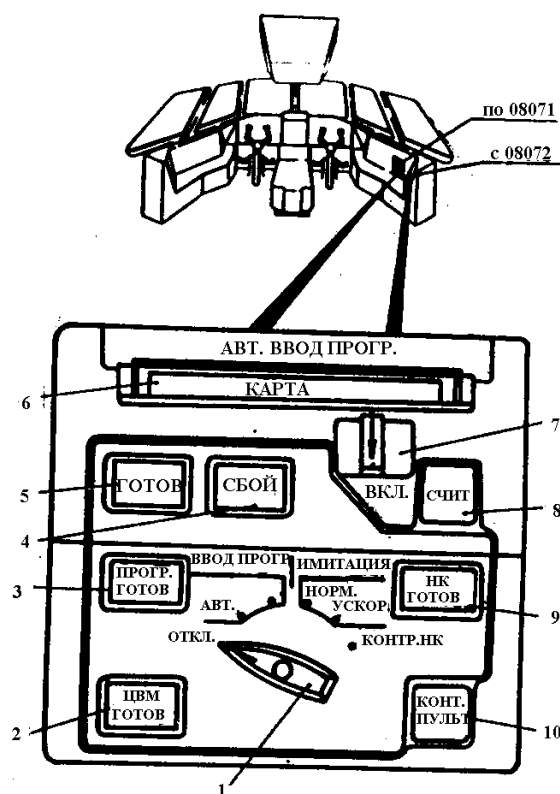
Табло «ЦВМ ГОТОВ» служит для сигнализации исправной работы ЦВМ при всех положениях переключателя.

Табло «Прогр Готов» сигнализирует об окончании автоматического ввода программы, оно включается только в том случае, если переключатель находится в положении «Контр НК»

Табло «Сбой» и «Готов» предназначены для сигнализации соответственно неправильного и правильного считывания исходных данных с перфокарты.

Ручка, нажатие которой происходит в направлении стрелки, обеспечивает выдвижение рамки «Карта» в которой размещается перфокарта.

Кнопка-табло «Счит.» загорается после установки рамки с картой в первоначальное положение.



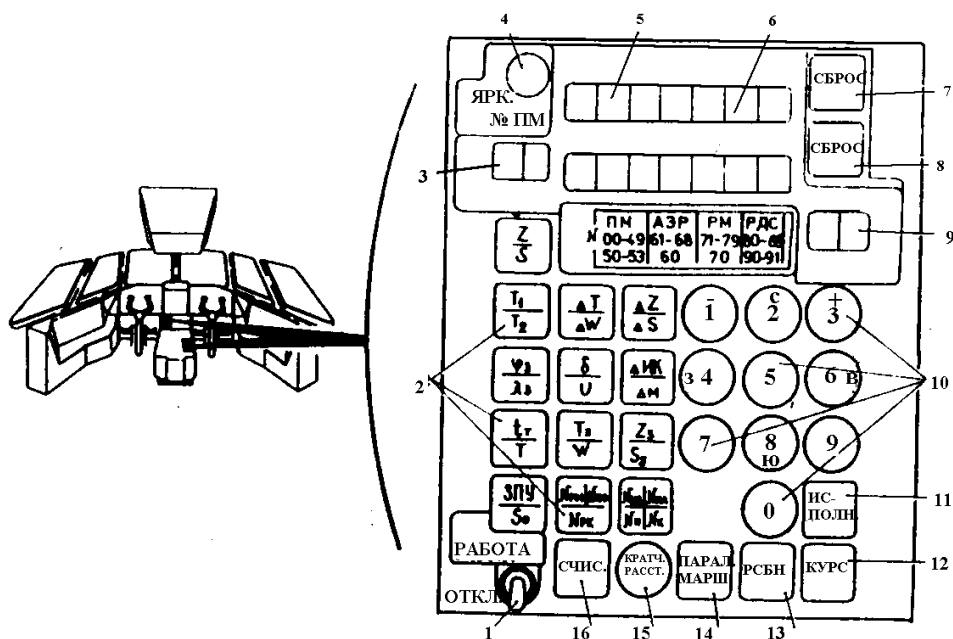
1. Переключатель включения режимов работы НВ
2. Табло сигнализации готовности ЦВМ
3. Табло сигнализации об отсутствии сбоев исходных данных ПМ и АЭР
4. Табло сигнализации неправильного считывания исходных данных с перфокарты
5. Табло сигнализации окончания считывания исходных данных с перфокарты
6. Выдвижная рамка для размещения в ней перфокарты
7. Ручка для фиксирования рамки «КАРТА»
8. Кнопка-табло сигнализации установки и включения перемещения перфокарты
9. Табло сигнализации готовности навигационного комплекса
10. Кнопка-табло для контроля исправности связи пультов ПВИ, ПВП, ППК с ЦВМ и исправности светоэлементов на лицевых панелях пультов.

Рис.62. Передняя панель пульта подготовки и контроля ППК

Пульт ввода и индикации (рис.63). Для вывода прогнозируемого времени полёта в любой пункт маршрута нажмите кнопку «ТЗ/W»

Для вызова расчетного времени прибытия в любой ППМ наберите код адреса этого пункта маршрута.

Для вызова ЗПУ и длины участка текущей ортодромии нажмите кнопку-табло «ЗПУ/S0».



1. Переключатель включения алгоритмов полета и ввода исходных данных о маршруте и полете
2. Кнопки-табло ввода и вызова на индикацию навигационных параметров
3. Двухразрядный индикатор (И1) номера текущего ПМ (АЭР)
4. Ручка регулировки яркости индикаторов И1-И4
5. Индикатор параметров И2
6. Индикатор параметров И3
7. Кнопка-табло стирания информации, записанной на индикаторе И2
8. Кнопка-табло стирания информации, записанной на индикаторе И3
9. Двухразрядный индикатор кодов И4
10. Кнопки выбора чисел (0-9), знаков чисел (+ и -) и признаков сторон света (С, Ю, В, З)
11. Кнопка-табло ввода в ЦВМ набранных значений параметров
12. Кнопка-табло включения автоматической коррекции курса
13. Кнопка-табло включения режима определения корректирующих поправок к частноортодромическим координатам самолета
14. Кнопка-табло включения маршрута, параллельного ЛЗП
15. Кнопка-табло включения режима разворота самолета на заданную точку маршрута от текущего МС
16. Кнопка-табло для включения и выключения режима «Счисление»

Рис.63. Передняя панель пульта ввода и индикации

Для вызова номера аэродромного кадра на микрофильме нажмите кнопку « $\frac{N_{PM}}{N_{КФ}}$ » и наберите на индикаторе И1 номер аэродрома. Для вызова значения N_{PK}

частотно-кодowego канала радиомаяка нажмите кнопку-табло $\langle \frac{N_{PM}}{N_{PK}} \rangle$ и наберите номер радиомаяка. Индицируемые на ПВИ коды РМ имеют вид изображенный на рис.64.



Рис.64. Коды радиомаяков, индицируемые на ПВИ

Для отечественных маяков различные их типы имеют код 1, 2 и 0, а частотно-кодовой канал имеет код в пределах от 001 до 176. Для зарубежных радиомаяков на ПВИ индицируется частота в пределах 108,00 – 117,95 МГц. Кнопки «1» и «3» имеют соответственно знаки «-» и «+» и служат для набора знака числа. Сначала набирается знак, а потом число. Знак «+» не индицируется на индикаторах И1 и И2. Кнопки «2», «4», «6», «8» имеют признаки для обозначения стран света «С», «З», «В», «Ю» (север, запад, восток, юг). При наборе географических координат точек φ , λ сначала набирается сторона света (причём обозначение «Ю» не индицируется), а затем их числовые значения. Таким образом, для числовых параметров (целых и дробных) используется 2 – 7 разряды индикаторов. Первый разряд используется для набора знака или стороны света. Набор числа осуществляется со старшего разряда числа. Набранная цифра индицируется в крайнем правом разряде. Каждое последующее нажатие цифровых кнопок вызывает перемещение индицируемых цифр на один разряд влево. При индикации угловых величин (φ , λ , ИК, МК, ЗПУ) в верхнем левом углу пятого разряда отображается обозначение градуса $^{\circ}$.

Индикатор И4 используется для набора кодов адресов точек, номера которых выгравированы на лицевой панели ПВИ (00 – 49 для пунктов маршрута, 61 – 68 для аэродромов и т.д.) и кодов отдельных задач. Набор цифр на индикаторе И4 возможен только при наличии информации на индикаторах И2 и И3. Стирание информации на индикаторе И4 осуществляется нажатием любой из кнопок навигационных параметров.

При нажатии кнопки «Сброс» с соответствующего индикатора (И2 или И3) стирается информация, включаются условия для набора новой информации и ввода её в память ЦВМ.

Нажатием высвеченной кнопки «Испол.» информация с индикаторов И2 и И3 вводится в память ЦВМ.

Переключатель «Работа – Откл.» предназначен для включения различных полётных алгоритмов работы, и определяет преимущество ПВИ.

При вводе исходных данных в полёте и на земле от левого ПВИ переключатель «Работа – Откл.» установите в положение «Работа», а на правом ПВИ – в положение «Откл.». Если переключатели на обоих ПВИ находятся в одинаковом положении то преимуществом обладает правый ПВИ. Вызов индикации на одном ПВИ не зависит от индикации на другом ПВИ, за исключением следующих моментов: вызов на индикацию ЗПУ и S по номеру ПМ на И4 производится с ПВИ имеющего преимущество; при включении кнопки-табло «Т1/Т2» на левом и правом ПВИ индицируется время прохода границ зон РДС, если с какого либо одного ПВИ была вызвана эта информация; если на обоих ПВИ вызывается информация о времени прохода ППМ, на обоих ПВИ индицируется информация, вызванная с левого ПВИ.

Кнопка-табло «Курс» осуществляет автоматическую коррекцию курса, на земле она используется для начальной выставки курса, а в полёте – для включения коррекции по гиромагнитному курсу. При нажатии кнопки-табло «ΔИК/ΔМ» поправка для коррекции курса индицируется на индикаторе И2 (ΔИК – поправка к истинному курсу, ΔМ – магнитное склонение) От кнопки «ΔИК/ΔМ» в полёте и на земле можно вызвать на индикацию значение текущего истинного курса, набрав код 95 на индикаторе И4.

Кнопка-табло «РСБН» включает режим определения корректирующих поправок ΔS и ΔZ к частноортодромическим координатам места самолёта. При нажатии кнопки «РСБН» загораются кнопки «РСБН» и «Испол.» на индикаторах И2 и И3 индицируются значения ΔS и ΔZ , при нажатии кнопки «Испол» эти поправки вводятся в ЦВМ для коррекции численных координат места самолёта, при этом подсвет кнопки «Испол2» гаснет.

Кнопка – табло «Паралл. Марш» предназначена для включения маршрута, параллельного ЛЗП и предварительно заданного от кнопки « Z_3/S_3 ».

С помощью кнопки-табло «Кратч Расст.» можно осуществить пропуск одного или нескольких ППМ. При вводе номера пункта маршрута и нажатии этой кнопки самолёт начинает разворот на новую частную ортодромию, определяемую местом самолёта и введенным ПМ. Если номер ПМ не введен, при нажатии кнопки «Кратч Расст.» самолёт летит по ортодромии, определяемой местом самолёта и текущим ПМ.

Пульт управления (рис.65) предназначен для коммутации пилотажно-навигационных сигналов, поступающих на ПНП.

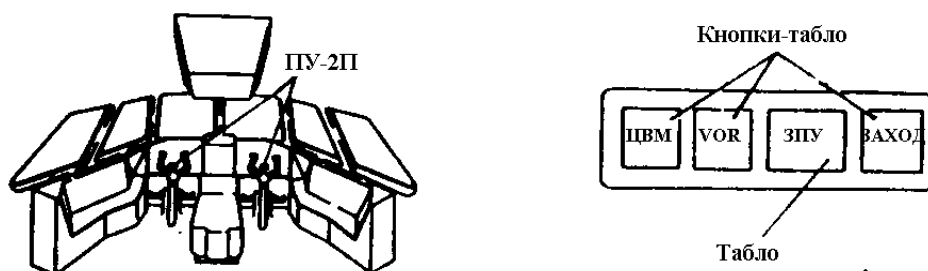


Рис.65. Передняя панель пульта управления ПУ-2П

На лицевой панели ПУ размещены кнопки-табло «ЦВМ», «VOR», «Заход», а также табло «ЗПУ». Кнопки-табло используются для выбора индикации на ПНП. Режимы «ЦВМ» или «Заход» включаются вручную или при установке переключателя режимов САУ соответственно в положение «Навигация» или «Заход». Подсвет соответствующей кнопки сигнализирует о включенном режиме.

Табло «ЗПУ» загорается при установке переключателя на пульте режимов САУ в положение «Курс».

Режим «VOR» включается вручную при нажатии кнопки «VOR».

При полёте по маршруту включается режим индикации «ЦВМ». При полёте по радиомаяку – режим «VOR»,

Для обхода препятствий – режим «ЗПУ», при подходе к КПМ – режим «Заход».

Пульт взлёта и посадки ПВП (рис.66) предназначен для обеспечения автоматического управления полётом по схеме захода на посадку. На передней панели ПВП расположены кнопки-табло имитирующие схему захода на посадку: кнопки-табло «2», «3», «4» имитирующие точки второго, третьего и четвёртого разворотов схемы предпосадочного маневра, «Тр» – траверза ДПРМ. «ДПРМ» – дальний приводной радиомаяк, «ВПП» – взлётно-посадочную полосу

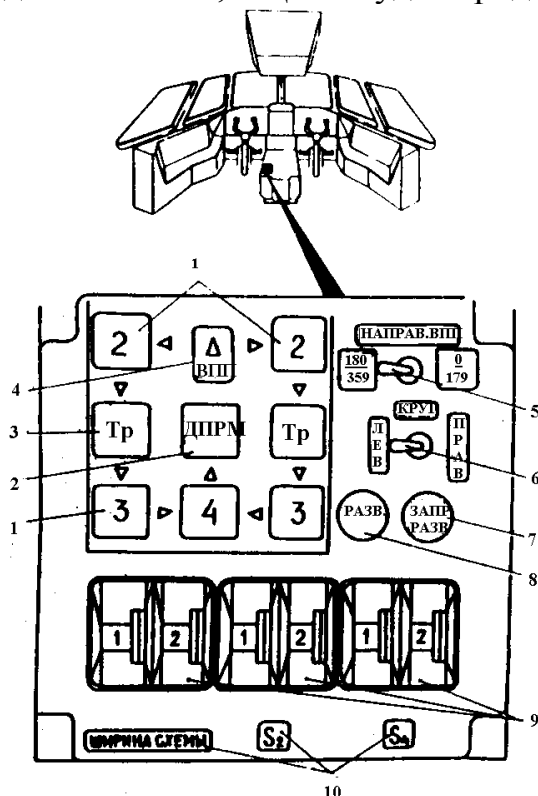
При входе в зону аэродрома загорается табло «МК» на приборных досках пилотов. При подходе к КПМ экипаж получает от диспетчера параметры схемы предпосадочного маневра и точку входа в него («2», «3», «4» или «Тр») и устанавливает:

- ЗПУ посадки переключателем «Направление ВПП»;
- направление разворота переключателем «Круг»;
- ширину схемы маршрута и удаления точек второго и четвертого разворота, которые устанавливаются с помощью декадных переключателей.

Включение предпосадочного маневра или программы «Прямоугольный маршрут» производится нажатием одной из кнопок «2», «3», «4», «Тр» или «ДПРМ» по указанию диспетчера. При этом нажатая кнопка загорается, ЦВМ вырабатывает в точке БУР КПМ сигнал «Подготовка посадки», по которому за-

гораются стрелки соответствующие кругу разворота к ВПП. В ЦВМ произойдет расчет частной ортодромии от КПП до выбранной точки прямоугольного маршрута. При подходе к выбранной точке прямоугольного маршрута автоматически включается подсвет следующей кнопки-табло и выключается подсвет ранее включенной кнопки, и так вплоть до подхода к ВПП.

Полет по ортодромиям прямоугольного маршрута происходит автоматически по сигналам ЦВМ до четвертого разворота. В точке БУР четвертого разворота ЦВМ вырабатывает признак «Заход», и при наличии сигнала готовности радиотехнической системы посадки управление самолетом переходит от сигналов курсового и глиссадного маяков, а ЦВМ будет продолжать счисление МС.



1. Кнопки-табло сигнализации подхода самолета к точкам схемы предпосадочного маневра
2. Кнопка-табло сигнализации подхода самолета к ДПРМ
3. Табло сигнализации нахождения самолета в районе траверза ДПРМ (Тр)
4. Табло сигнализации выработки признака «ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ»
5. Переключатель для задания направления ВПП (курса посадки)
6. Переключатель задания правого или левого круга при заходе на посадку
7. Кнопка включения немедленного разворота самолета на 90 градусов
8. Кнопка-табло сигнализации и осуществления запрета разворота и обеспечения продолжения полета в заданном направлении
9. Переключатели для установки S2 и S4 и ширины схемы предпосадочного маневра
10. Табло

Рис.66. Передняя панель пульта взлета и посадки

При нажатии кнопки «Запр Разв» и «Разв» возможно оперативное изменение программы полета по прямоугольному маршруту в зоне аэродрома.

Кнопка «Разв» используется для немедленного разворота на 90 градусов по или против часовой стрелки в зависимости от положения переключателя «Круг». В этом случае ЦВМ выдаёт в САУ сигнал заданного крена для разворота на 90 градусов от текущего МС на ортодромию, параллельную последующей запрограммированной ЛЗП.

Кнопка «Запр Разв» обеспечивает запрет запрограммированного разворота и продолжение полёта в направлении текущего участка маршрута. В нажатом положении кнопка «Запр Разв» подсвечивается. Запрет разворота снимается нажатием кнопки «Разв», при этом подсвет кнопки «Запр Разв» гаснет, а ЦВМ рассчитывает ортодромию от текущего МС с учетом величины БУР, параллельную последующей запрограммированной ЛЗП.

Блок коммутации БК-2П предназначен для обеспечения разводки сигналов от различных систем навигационного комплекса; коммутации каналов информации, поступающей от других систем в соответствии с режимами работы комплекса; обеспечения выдачи синхронизирующего опорного напряжения 36В частотой 400Гц; обмена информацией между ПВИ, ППК, ПВП, ПУ-2П, и ЦВМ; формирования и выдачи предупреждающих и уведомляющих сигналов для системы САС, а также выдачи разовых команд в другие системы.

Для удобства эксплуатации блок БК-2П выполнен в виде двух отдельных блоков БК35 и БК36, которые крепятся к амортизационной раме с помощью компенсирующих держателей, установленных на раме, и запорных ручек, расположенных на передних панелях блоков.

Металлизация блоков БК35 и БК36 относительно рамы осуществляется перемычками, подключаемыми к клеммам блоков.

На амортизационной раме размещены 16 блочных разъемов типа 2РМДТ и 12 жгутов с кабельными частями разъемов типа 2РМДТ.

Преобразователь кодов дальности (ПКД) представляет собой коробку с кабелем, на конце которого имеется разъём типа 2РМДТ. ПКД крепится к элементам жесткости самолёта с помощью четырех болтов. Металлизация блока осуществляется с помощью перемычки, которая крепится к элементам жесткости самолёта.

Блок питания БП-2П предназначен для питания стабилизированными напряжениями ПВИ, ПВП, ППК, и блока коммутации БК-2П.

Индикатор навигационной обстановки (ИНО) входит в состав навигационного вычислителя и предназначен для индикации места самолёта на карте и навигационных углов: курса, путевого угла, угла сноса, истинного пеленга ориентира.

ИНО позволяет:

- осуществлять индикацию текущего места самолёта на карте, определённым образом ориентированной относительно самолёта;
- определять значения навигационных углов;
- оперативно вводить в вычислитель координаты ПМ и ориентиров непосредственно с экрана индикатора;
- визуально контролировать программу выполнения полётного задания в режиме имитации полёта;
- обеспечивать экипаж вспомогательной справочной информацией.

В состав ИНО входят: кассета с микрофильмом, оптическая система, механизм для управления перемещением микрофильма в продольном и поперечном направлениях, механизм управления поворотом изображения карты, индекса, шкалы углов, указателей путевого угла и истинного пеленга ориентира.

Основные технические данные

Масштаб на экране карты:

При полёте по маршруту	1: 2000000 ... 20 км/см
При полёте в зоне аэродрома	1: 500000 ... 5 км/см
Угол поворота изображения карты	от 0 до 360°
Диапазон изменения навигационных углов	0 – 360°

Инструментальные погрешности при индикации самолёта:

Относительно центрального маркера	не более ± 2 мм
Относительно смещенного маркера	не более ± 3 мм
При индикации навигационных углов	не более $\pm 1^\circ$
При повороте изображения карты	не более $\pm 0,75^\circ$

Максимальная скорость движения

микрофильма в режиме ускоренной перемотки	100 мм/сек
Время непрерывной работы	10 часов
Масса индикатора	20,5 кг

ИНО представляет собой оптико-электромеханический индикатор, обеспечивающий: получение на экране проекций перемещающейся аэронавигационной карты местности, предварительно сфотографированной на цветную киноплёнку; проекцию на экран изображения маркера, имитирующего место самолёта, и индикацию значений навигационных углов.

Изображение участка микрофильма на экране индикатора формируется проекционной оптической системой.

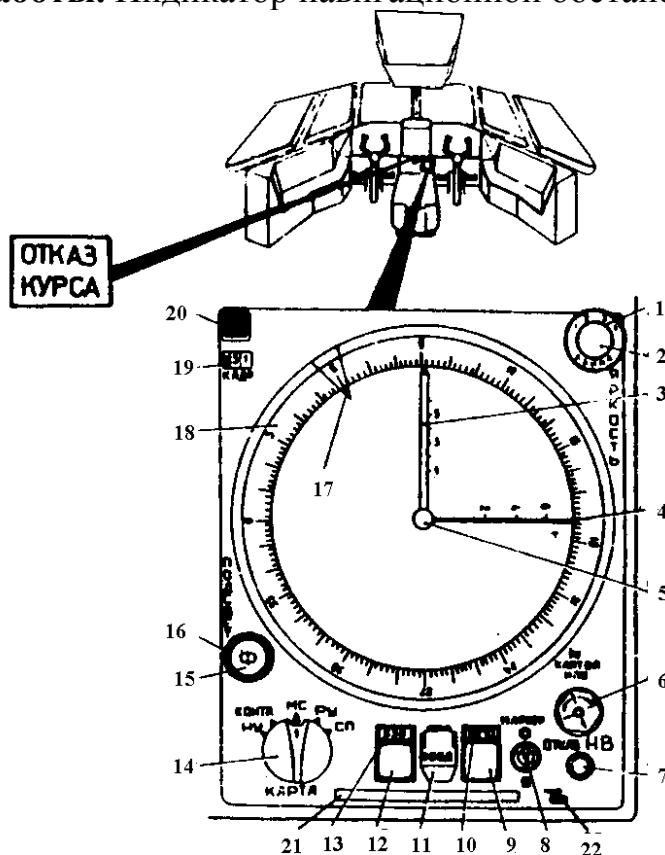
Непосредственно на вращающемся экране индикатора нанесены указатель путевого угла и центральный маркер. За экраном вращающийся стеклянный диск с нанесённым на нем указателем истинного пеленга ориентира (ИПО). Относительно экрана также вращается шкала углов и индекс.

Движение проекции карты на экране индикатора, имитирующее движение самолета относительно земной поверхности, осуществляется перемещением

ем микрофильма в кассете в продольном направлении, кассеты с микрофильмом в поперечном направлении и поворотом проекции карты на экране оптическим путем при помощи призмы поворота изображения.

Автоматическое управление перемещением микрофильма и поворотом указателей путевого угла, шкалы и индекса осуществляется следящими системами по командам ЦВМ.

Режимы работы. Индикатор навигационной обстановки (рис.67)



1. Переключатель для замены отказавшей лампы подсвета
2. Рукоятка регулировки яркости изображения на экране индикатора
3. Указатель путевого угла (ПУ)
4. Указатель истинного пеленга ориентира (ИПО)
5. Центральный маркер
6. Рукоятка для кратковременного ручного управления перемещением и разворотом изображения карты и указателя ИПО
7. Лампа сигнализации отказа НВ
8. Переключатель для включения индикации маркера, используемого для обозначения места самолета (положение переключателя О означает центральный маркер, положение □ означает смещенный маркер)
9. Кнопка-табло для изменения режима управления указателем ИПО
10. Табло сигнализации включения режима автоматического управления (АУ)
11. Защитная крышка кнопки «ВВОД»
12. Кнопка-табло изменения масштаба изображения карты на экране индикатора
13. Табло сигнализации нахождения самолета в зоне аэродрома
14. Переключатель включения различных режимов управления
15. Рукоятка регулировки резкости изображения на экране

16. Рукоятка регулировки яркости подсвета кнопок-табло и табло
17. Отсчетный индекс
18. Шкала курсов
19. Счетчик кадров микрофильма
20. Кнопка-табло включения вида ориентации карты (с – ориентация на север, ПУ – ориентация по линии пути)
21. Ручка для переноса ИНО-2М
22. Палец для стопорения ручки переноса

Рис.67. Индикатор навигационной обстановки

может работать в одном из режимов: «Начальная установка», «Контроль», «Маршрут», «Ручное управление», «Справка», «Оперативный ввод» и «Аэродром».

Режим «Начальная установка» (переключатель «Карта» в положении «НУ») используется для установки центра индицируемого кадра и центра маркера, а также для учета ошибки индикации места самолёта, если её величина превосходит допустимую.

Режим «Контроль» (переключатель «Карта» в положении «Контр») используется для проверки точности установки центра индицируемого кадра внутри центра маркера. В этом режиме центр кадра индицируется в виде перекрестия.

Если при установке переключателя «Карта» в режим контроль перекрестие не совпадает с центром маркера, то установите режим «НУ». Рукояткой «РУ Картой, ИПО» сдвиньте изображение карты до совмещения перекрестия с центром центрального или смещённого маркера. В момент совмещения нажимается кнопка «Ввод» для запоминания вводимой поправки. Смещённый маркер используется при необходимости увеличения обзора в направлении полёта или при недостаточной четкости центрального маркера.

Режим «Маршрут» (переключатель «Карта» в положении «МС») используется для автоматического управления перемещением микрофильма, контроля навигационных параметров при полёте по трассе и индикации места самолёта. В полёте по маршруту выбирается масштаб карты 20 км/см. Для этого нажмите клавишу выбора масштаба карты, – на клавише высветится число 20.

Автоматическое управление перемещением микрофильма осуществляется при наличии сигнала «Исправность НВ». При отсутствии сигнала «Исправность НВ» загорается лампа «Отказ НВ» и движение микрофильма прекращается.

В полете по маршруту можно использовать два вида ориентации карты: по путевому углу, и на север.

При ориентации карты по путевому углу нажмите клавишу ориентации, чтоб на ней загорелось табло «ПУ» (рис.68а). При этом изображение карты автоматически ориентируется по линии пути, заданное направление полёта индицируется указателем путевого угла, направленным вдоль вертикального диаметра индикатора. Маркер (центральный или смещённый) соответствует месту

самолёта. Отсчет текущего путевого угла осуществляется с помощью вращающейся шкалы между её отметкой и неподвижным указателем путевого угла. Отсчет значения курса производится по шкале между её нулевой отметкой и индексом. Угол сноса определяется по шкале между индексом и неподвижным указателем путевого угла. Значение истинного пеленга ориентира (ИПО) определяется по шкале между её нулевой отметкой и указателем ИПО.

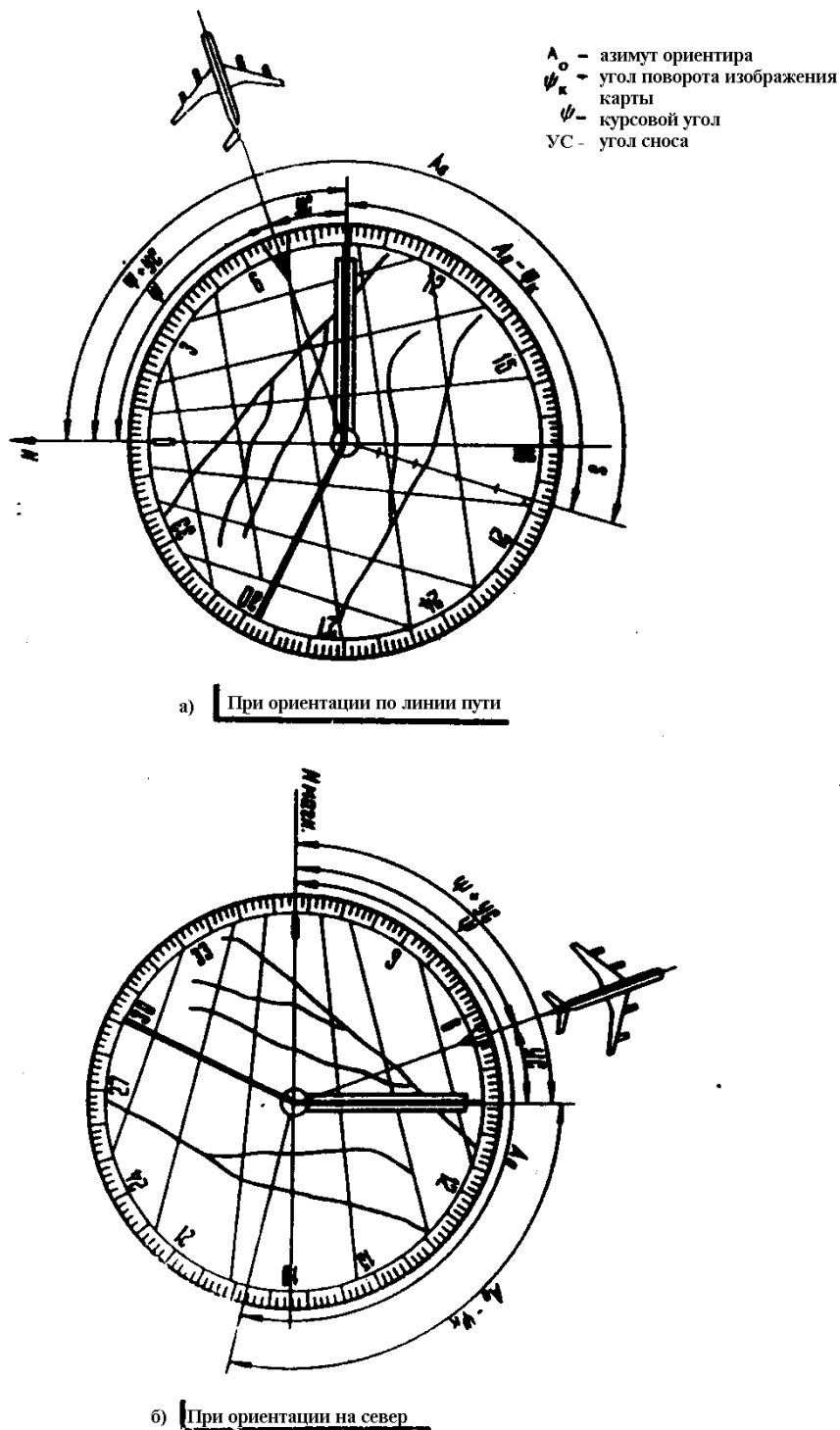


Рис.68. Изображение карты на экране ИНО

При ориентации карты на север нажмите клавишу ориентации так, чтобы на ней загорелось табло «С». При этом карта ориентируется на север – т.е. вдоль вертикального диаметра экрана индикатора. Нулевое деление шкалы совмещается с верхней точкой вертикального диаметра (рис.68б).

Отсчёт углов также как и при ориентации карты по линии пути. Отсчёт дальности до ориентира в обоих случаях производится по делениям, имеющимся на указателе ИПО.

Режим «Ручное управление» используется, если необходимо посмотреть участок карты находящийся за пределами экрана или при отказе ЦВМ.

В ИНО предусмотрено кратковременное и длительное ручное управление с помощью рукоятки «РУ Картой ИПО». При кратковременном ручном управлении переключатель «Карта» должен находиться в положении «МС». Для ручного управления перемещением кадра нажмите рукоятку «РУ Картой ИПО» вдоль её оси до упора, при этом направление отклонения рукоятки соответствует направлению перемещения микрофильма.

После прекращения воздействия на рукоятку изображение кадра автоматически возвращается в положение, соответствующее текущему месту самолёта. При длительном ручном управлении (переключатель «Карта» в положении «РУ») после прекращения воздействия на рукоятку «РУ Картой ИПО» изображение сохраняет своё положение. Для перехода к автоматической индикации места самолёта установите переключатель «Карта» в положение «МС».

При отказе ЦВМ включается табло «ОТКАЗ ЦВМ. Введи ψ », после чего переключатель карта должен быть установлен в положение «РУ». Управление ИНО при этом осуществляется вручную. Направление перемещения и разворота изображения карты в этом случае совпадает с направлением отклонения рукоятки «РУ Картой ИПО».

Режим «Справка» включается при установке переключателя «Карта» в положение «СП». При этом кнопка ориентации нажата до высвечивания табло «С». После прекращения движения изображения на экране индицируются специальные информационные материалы по работе с бортовым оборудованием, необходимым экипажу при подготовке к полёту и в полёте.

Режим «Оперативный ввод» используется для ввода в ЦВМ непосредственно с экрана индикатора координат ППМ или навигационных ориентиров. Этот режим включается установкой переключателя «Карта» в положение «РУ». Перемещение изображения карты осуществляется рукояткой «РУ Картой ИПО» до момента совмещения изображения пункта маршрута или навигационного ориентира с маркером на экране индикатора. Предварительно набирается номер ОПМ на пульте ПВИ, после этого нажимается кнопка «Ввод» (этим в ЦВМ выдается команда «Оперативный ввод»), затем переключатель карта переводится в положение «МС»

Когда самолёт находится в зоне аэродрома взлёта, горит табло «НЗА». На кнопке выбора масштаба карты горит цифра «5», указывая на масштаб индицируемой карты. При выходе самолёта из зоны аэродрома табло «НЗА» гаснет,

происходит автоматическое изменение масштаба карты, цифра «5» мигает. При нажатии высвечивается цифра «20», указывая на масштаб индицируемой карты. При входе в зону аэродрома посадки загорается табло «НЗА», автоматически выбирается кадр карты аэродрома посадки и при нажатии на кнопку выбора масштаба на ней высвечивается цифра «5».

Управление указателем ИНО осуществляется только вручную, при этом переключатель «Карта» должен быть установлен в одно из трёх положений («МС», «Контр», «СП»), а переключатель «Маркер» – в положении «⊕».

Для включения ручного управления указателем ИНО нажмите кнопку-табло для изменения режима управления, при этом на кнопке вместо табло «АУ» загорится табло «РУ». Управление движением указателя ИНО осуществляется рукояткой «РУ Картой ИПО». После прекращения воздействия на рукоятку управления указателем ИПО сохраняет своё положение до включения автоматического управления или перехода в режим индикации места самолёта при смещенном маркере. В последнем случае указатель ИПО автоматически устанавливается на отметку 180°

Для регулировочных работ индикатор ИНО имеет следующие потенциометры: «ИНД» (индекс), «ИПО» (указатель истинного пеленга ориентира), «ШК» (шкала), «ПУ» (указатель путевого угла), «Ψк» (поворот изображения карты), «Х» и «У» (смещение карты по осям). Все потенциометры кроме «Х» и «У» расположены в верхней части кожуха индикатора, а потенциометры «Х» и «У» с его правой стороны. Доступ ко всем потенциометрам осуществляется со стороны технического отсека без снятия индикатора. Для доступа к потенциометрам «Х» и «У» в стенке фермы центральной приборной доки вырезано круглое отверстие.

Питание ИНО (рис.69) производится от левого борта переменным током частотой 400Гц, напряжением 200В и 36В и постоянным током напряжением +27В от автоматов защиты «ИНО», расположенных на РУ211, РУ212, РУ213. Для сохранения ресурса работы ИНО на панели Н253 установлен выключатель питания по переменному току 36В «ДИСС ИНО».

Связь с другими системами. В ЦВМ с ИНО (рис.70) поступают сигналы:

- переменное напряжение с СКТ, пропорциональное продольной координате микрофильма «У» по каналам грубого, среднего и точного отсчета;
- переменное напряжение с СКТ, пропорциональное поперечной координате микрофильма «Х»;
- сигналы «Контроль», «Север», «Сведение маркера», «Аэродром», «Начальная установка», «Оперативный ввод», «Справка».

Из ЦВМ в ИНО поступают:

- переменные напряжения Δx и Δy , пропорциональные разности между координатами микрофильма и соответствующими координатами самолёта;

- переменное напряжение пропорциональное углу карты Ψ_k ;
- в виде постоянного напряжения +27В поступают сигналы «Перемотка», «Ускоренная обработка X», «Ускоренная обработка Y», «НЗА» (нахождение в зоне аэродрома), «Исправность ЦВМ».

От ДИСС в ИНО поступает с СКТ напряжение пропорциональное углу сноса.

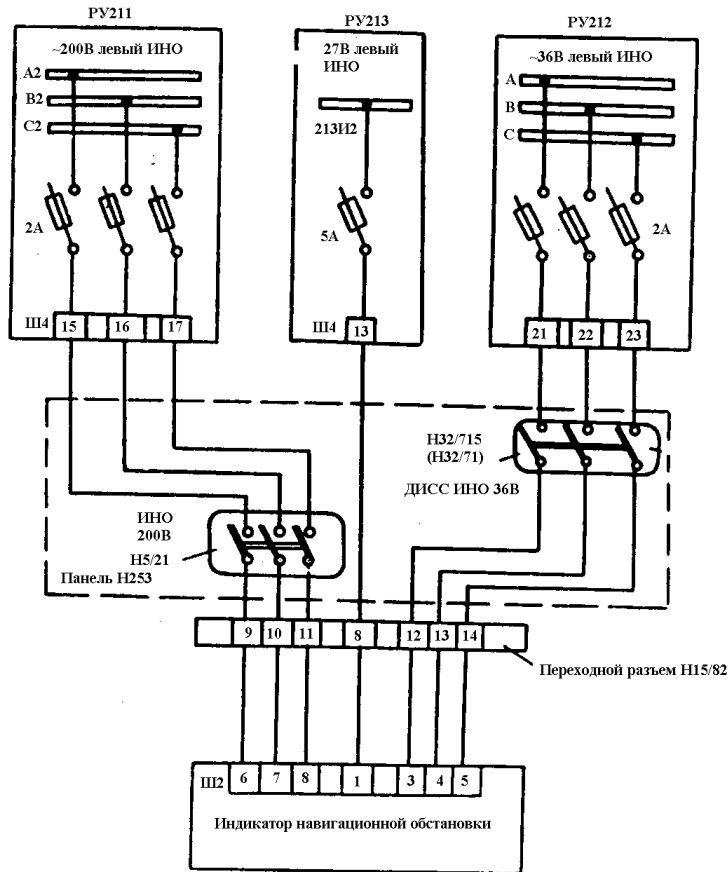


Рис.69. Схема питания ИНО

От системы БСКВ через БК-2П в ИНО поступает с СКТ напряжение, пропорциональное приведенному курсу (второй канал). При отказе второго канала курса загорается табло «Отказ курса» желтого цвета, расположенное около ИНО.

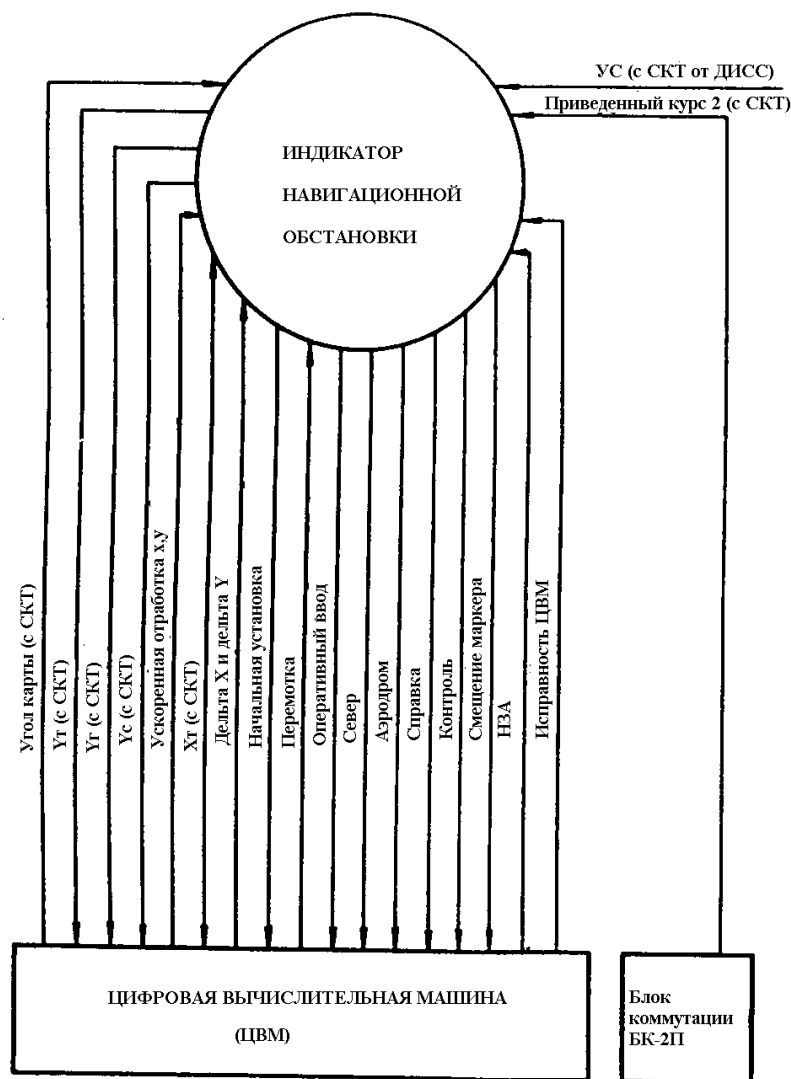


Рис.70. Схема связи ИНО с ЦВМ и другими системами

12. ПРИБОРНЫЕ ДОСКИ И ПАНЕЛИ УПРАВЛЕНИЯ

Приборное оборудование, щитки управления и элементы сигнализации систем самолета (рис.71) скомпонованы на специальных панелях и пультах кабины и экипажа с расчетом максимального удобства пользования ими.

На рабочих местах членов экипажа установлены:

- приборная доска пилотов;
- центральный пульт пилотов;
- верхний щиток пилотов;
- пульт левого пилота;
- пульт правого пилота;
- приборные панели и оборудование рабочего места бортинженера;
- приборные панели рабочего места дополнительного члена экипажа.

Описание, монтаж и крепления пультов и щитков управления отдельных систем самолета в настоящем разделе не рассматриваются. Эта информация помещена в соответствующем каждой системе разделе.

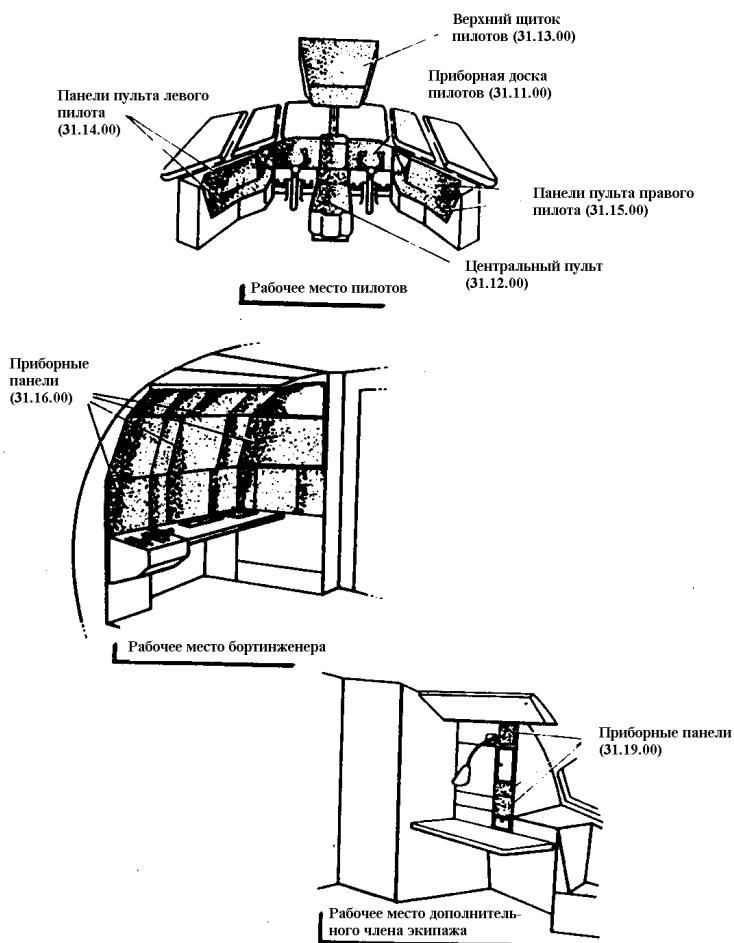


Рис.71. Размещение приборных панелей в кабине экипажа

Приборы крепятся к приборным панелям фланцами. Приборные панели прикреплены к жестким каркасам, которые соединены с элементами конструкции фюзеляжа с помощью амортизаторов типа АПН. Для доступа к внутренним монтажным элементам приборные панели выполнены откидывающимися, для чего все электрожгуты и шланги барометрических приборов имеют запас по длине.

Указания по размещению амортизаторов и откидывающихся панелей приведены в соответствующих подразделах.

На приборной доске пилотов (рис.72) сосредоточены основные приборы командира корабля и второго пилота.

Приборная доска состоит из:

- левой панели приборной доски пилотов;
- центральной панели;
- правой приборной панели;
- наклонной панели.

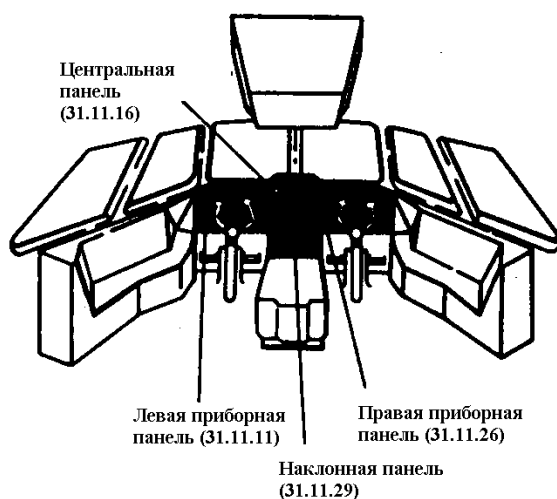


Рис.72. Приборная доска пилотов

Приборная доска пилотов установлена на амортизированном каркасе.

Доступ к приборам и элементам внутреннего монтажа панелей осуществляется снизу. Для обеспечения доступа к приборам из кабины левая и правая панели крепятся на выдвижных телескопических штангах с поворотными петлями. В отклоненном положении панели удерживаются ограничителями. Левая панель приборной доски пилотов показана на рис.73.

Каркас имеет сварную конструкцию из трубчатых рам. Наклонная панель является частью сварного каркаса. Каркас приборной доски прикреплен к каркасу самолета с помощью амортизаторов типа АПК. Центральная часть каркаса - рама опирается на шесть амортизаторов снизу и на два амортизатора спереди под нижним поясом фонаря кабины (рис.74). Панели устанавливаются на каркас в одной плоскости под углом 15 градусов к вертикали (вперед по полету) и крепятся к нему винтовыми замками.

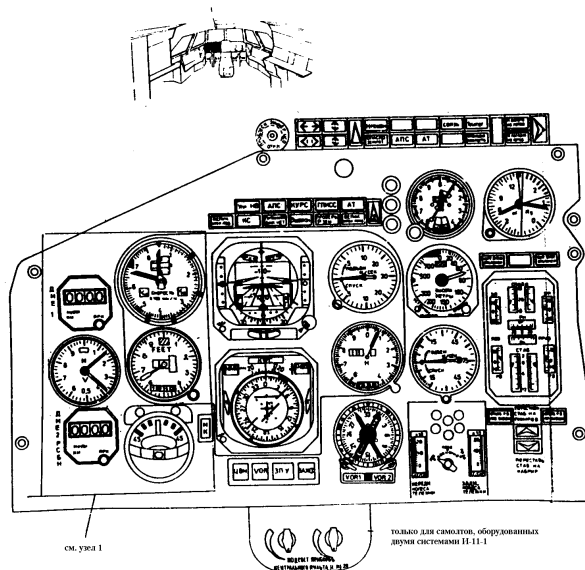


Рис.73. Левая панель приборной доски пилотов

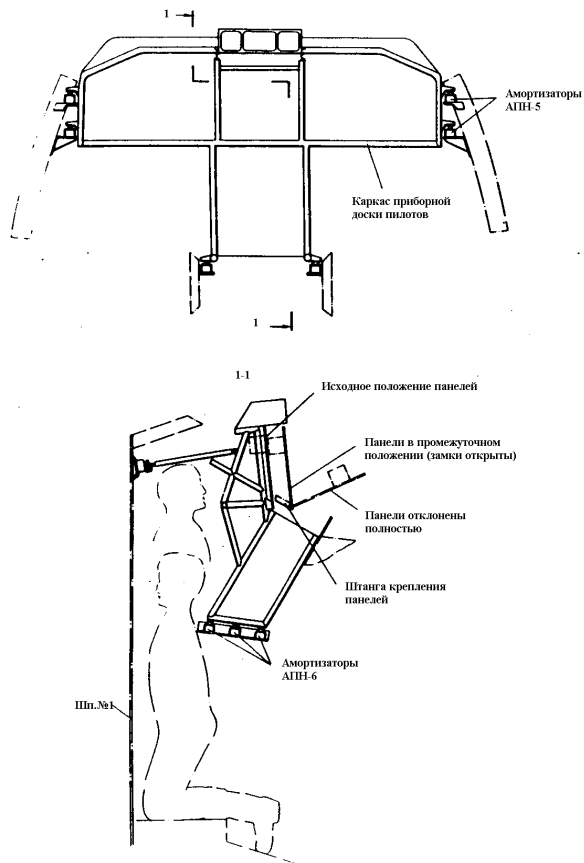


Рис.74. Элементы крепления и амортизации приборной доски пилотов

Центральный пульт (рис.75, 76) состоит из двух основных частей: механизмов, установленных на лафете, и каркаса.

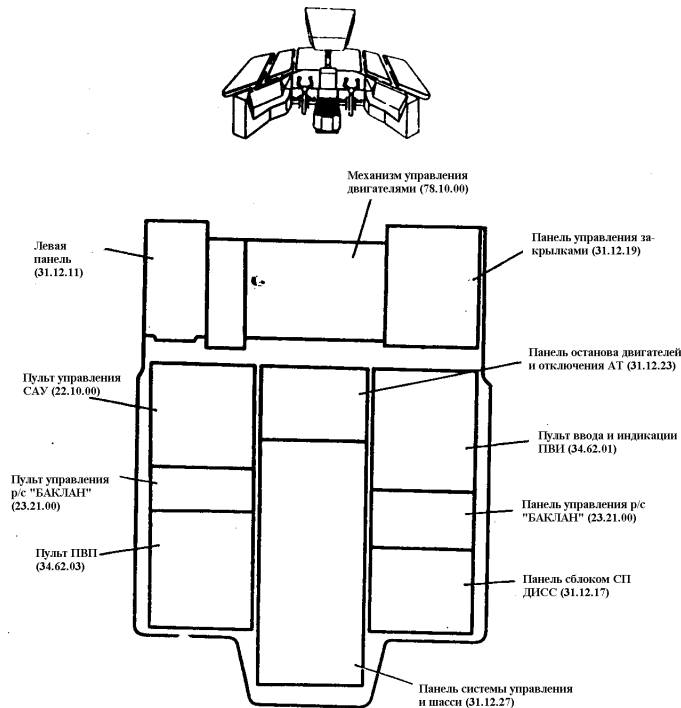


Рис.75. Центральный пульт

Передняя часть каркаса установлена на механизм пульта сверху, прикреплена к балке № 2а пола фюзеляжа и к кронштейну. Откидная часть каркаса прикреплена к передней части каркаса двумя замками, ось вращения находится на задней части лафета. На передней части каркаса установлена панель аварийного разъединения проводок и панели управления закрылками.

На откидной части каркаса установлены:

- пульта и панели навигационных систем;
- панель останова двигателей и отключения АТ;
- панель систем управления самолетом и шасси.

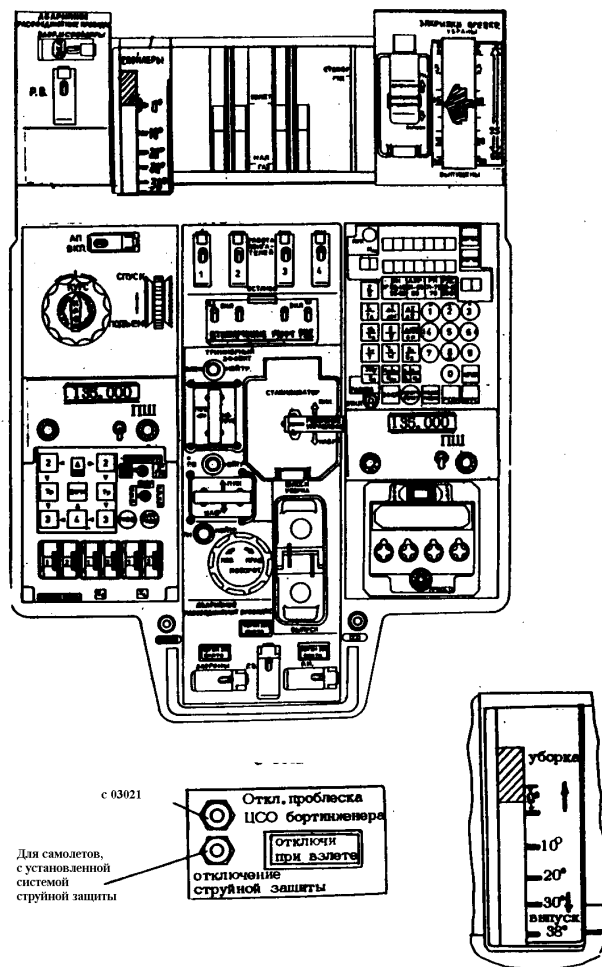


Рис. 76. Центральный пульт

Верхний щиток пилотов (рис. 77, 78) служит для размещения пультов управления пилотажно-навигационного и связного оборудования, элементов коммутации, сигнализации и освещения.

Верхний щиток размещен в центральной части потолка кабины экипажа между передними лобовыми стеклами (шпангоут № 2) и шпангоутом № 4.

Для осмотра или демонтажа отдельных панелей или пультов верхний щиток поворачивается вниз вокруг петли.

После открытия замков передняя (по направлению полета) часть верхнего щитка перемещается под действием своего веса вниз и устанавливается в промежуточном положении на рамочный фиксатор. Полное отклонение верхнего щитка производится вручную после снятия пружинной рамки с крюка панели щитка.

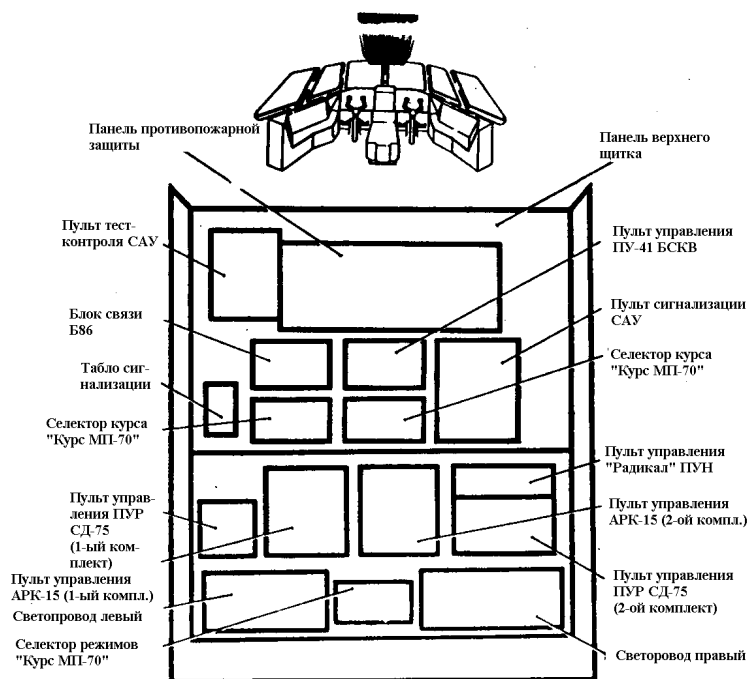


Рис.77. Верхний щиток пилотов

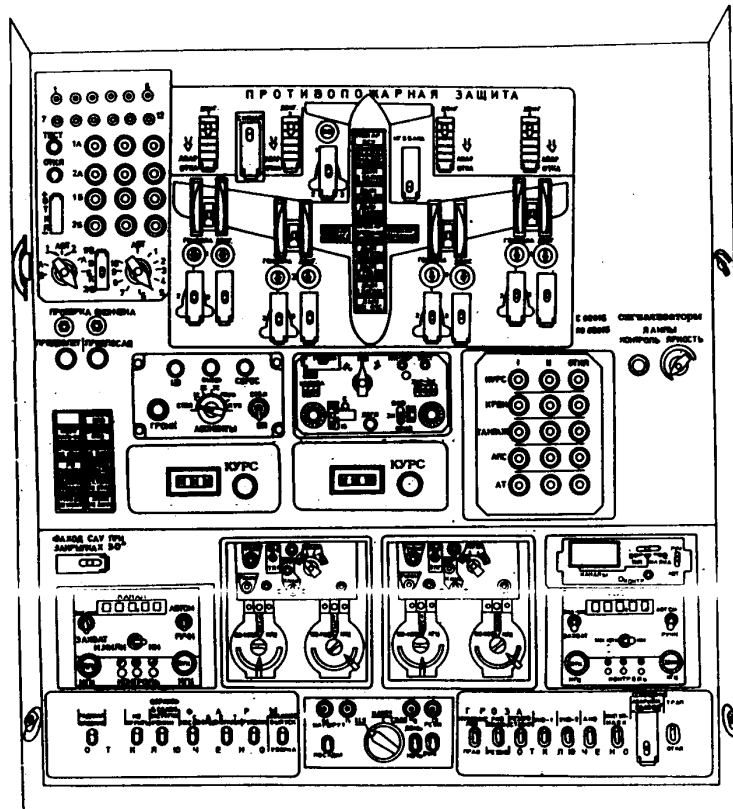


Рис.78. Верхний щиток пилотов

Пульт левого пилота (рис.79) размещен на левом борту кабины экипажа между шпангоутами № 2 и № 6. Пульт служит для размещения приборов и элементов управления системами и оборудованием.

Пульт состоит из каркаса наклонных и горизонтальных панелей.

Каркас пульта болтами прикреплен к профилям фюзеляжа и балкам пола.

Боковые стенки пульта легко съемные для доступа к элементам монтажа и агрегатам, размещенным внутри пульта.

Панели прикреплены к каркасу винтами.

Для демонтажа пультов и доступа к монтажным элементам и агрегатам панель радиостанции выполнена отклоняемой. Для отклонения панели отвинтите часть винтов крепления. В отклоненном положении панель фиксируется выступами на горизонтальных панелях и закрепляется сверху ремнем.

Блок индикатора радиолокационной станции "ГРОЗА" установлен на амортизаторах.

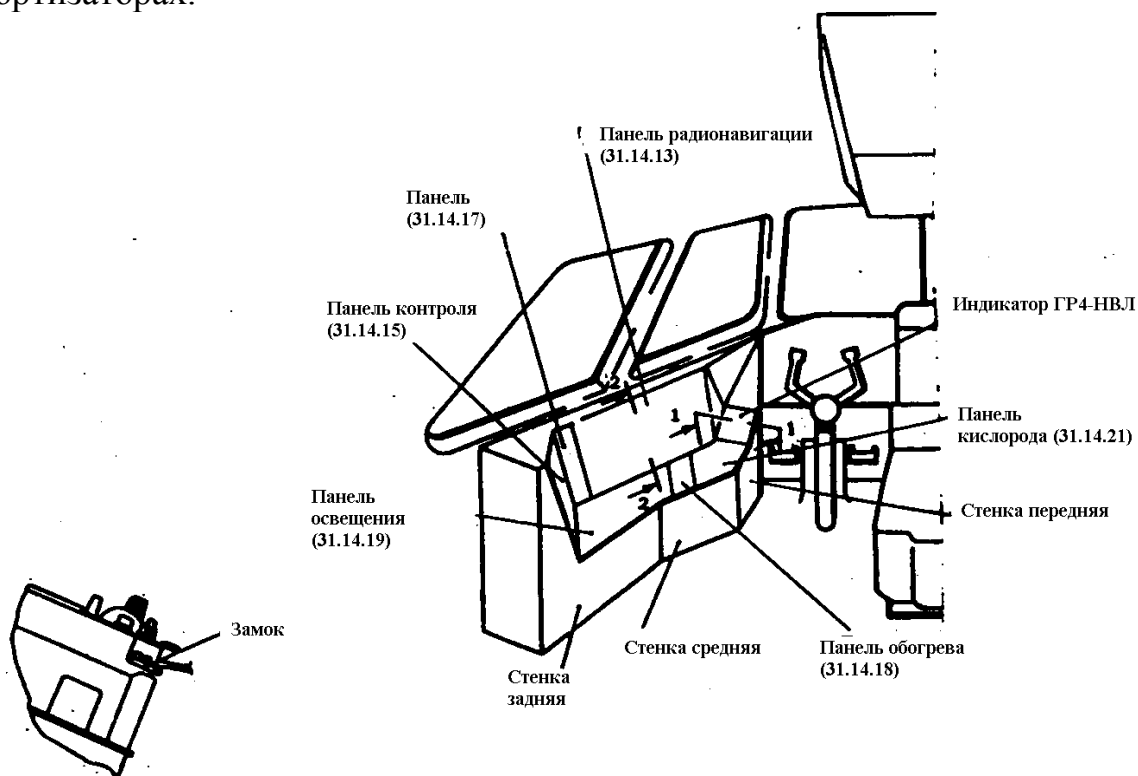


Рис.79. Пульт левого пилота

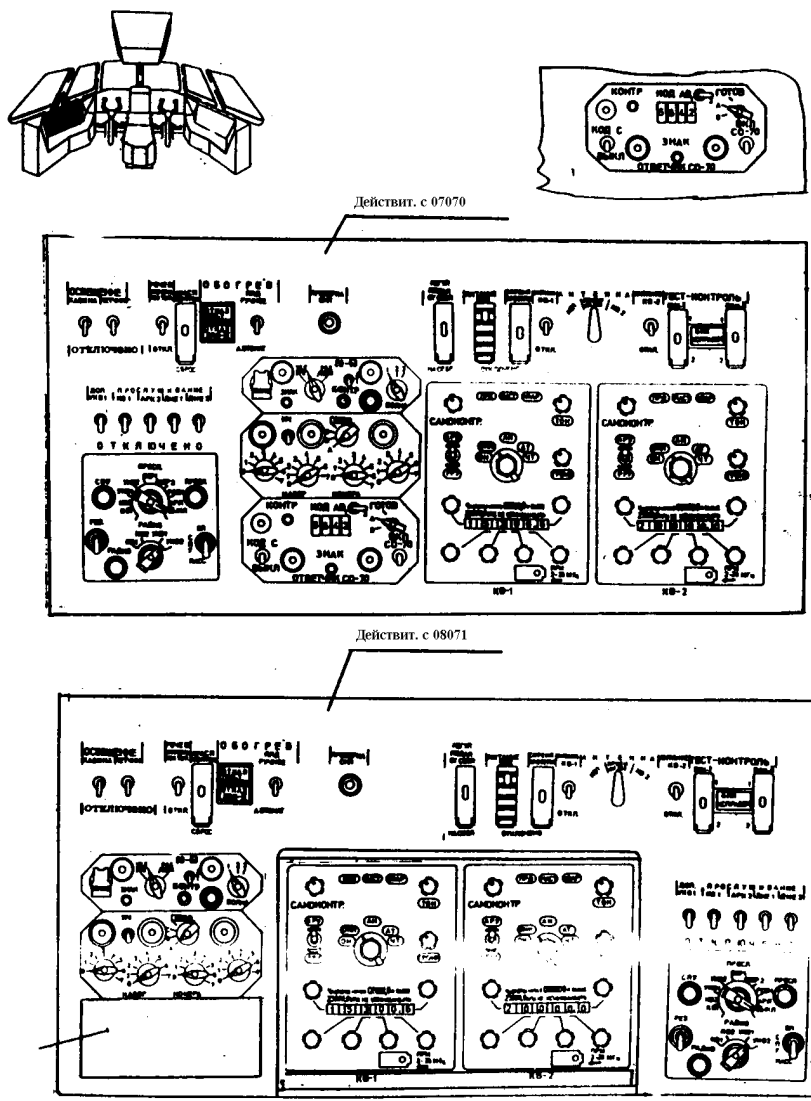


Рис.80. Панель радионавигации левого пилота

По конструкции пульт **правого пилота** идентичен конструкции пульта левого пилота.

Размещение панелей и пультов управления системами и оборудованием на правом пульте пилота показано на рис.81.

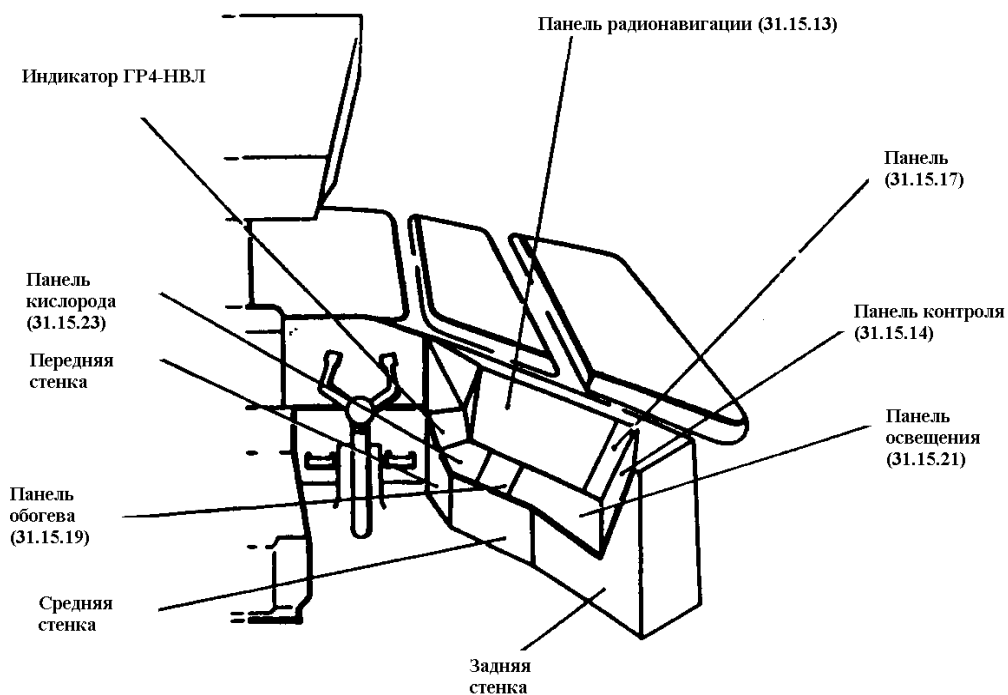


Рис.81. Пульт правого пилота

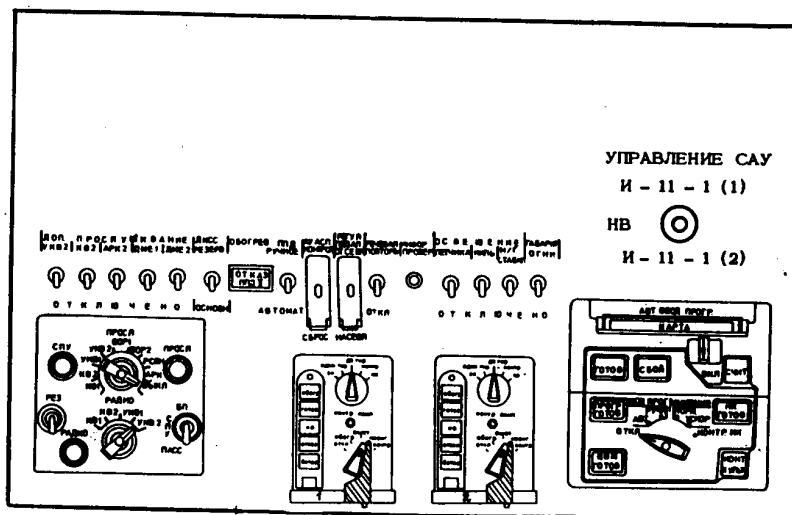
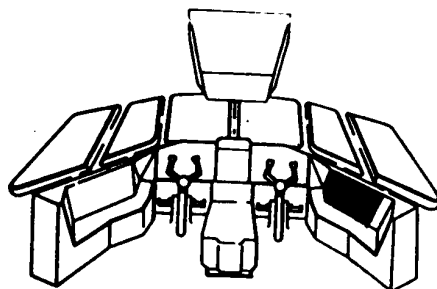


Рис.82. Панель радионавигации правого пилота

На рабочем месте бортинженера (рис.83) размещаются пульта и панели управления силовыми установками и системами самолета.

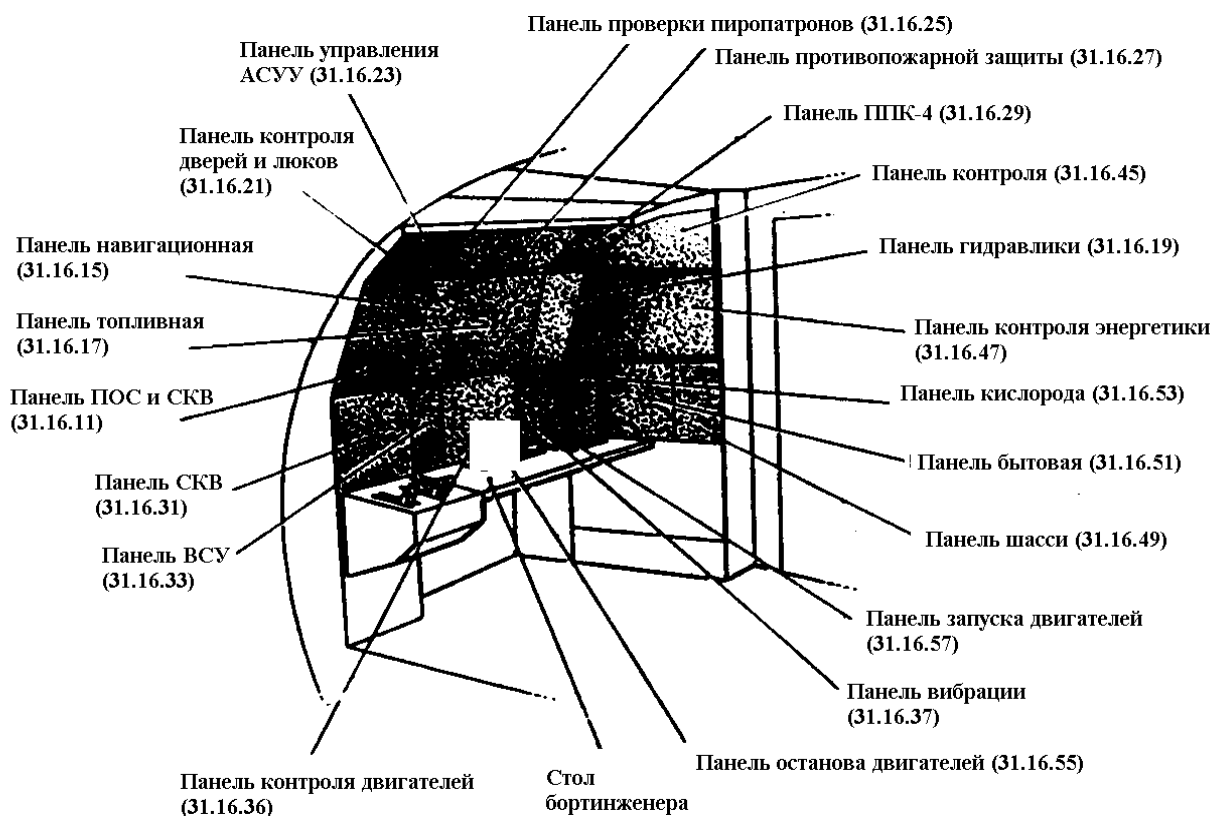


Рис.83. Приборные панели и оборудование рабочего места бортинженера

Приборы и пульта управления системами самолета (рис.84, 85) размещены на приборных панелях, установленных у правого борта кабины экипажа между шпангоутами № 5 и № 8 (над рабочим столом) и на перегородке у шпангоута № 9.

На рабочем столе бортинженера находятся рычаги управления двигателями, панель экстренного останова двигателей и панель запуска двигателей.

Приборные панели крепятся винтами и анкерными гайками к каркасу, установленному на амортизаторах типа АПН.

Для удобства технического обслуживания панели ПОС и СКВ, а также панели топливной системы и контроля системы двигателей установлены на поворотных рамах. Поворотные рамы соединяются с каркасом с помощью петель и закреплены замками. Они поворачиваются на угол 70 градусов и в этом положении удерживаются ремнями (по два ремня на каждую раму).

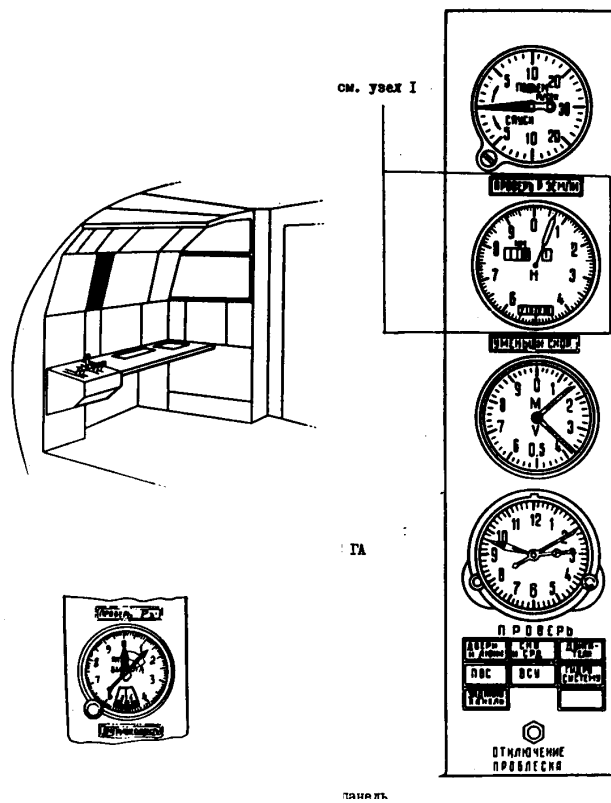


Рис.84. Навигационная панель

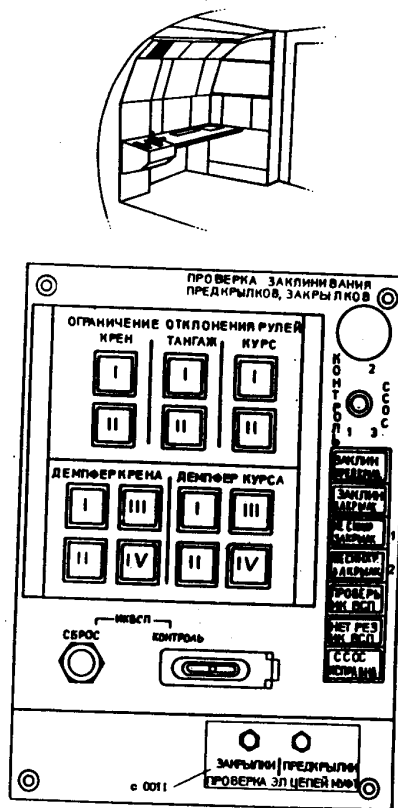


Рис.85. Панель управления АСУУ

Приборные панели рабочего места дополнительного члена экипажа с элементами управления и сигнализации показаны на рис.86.

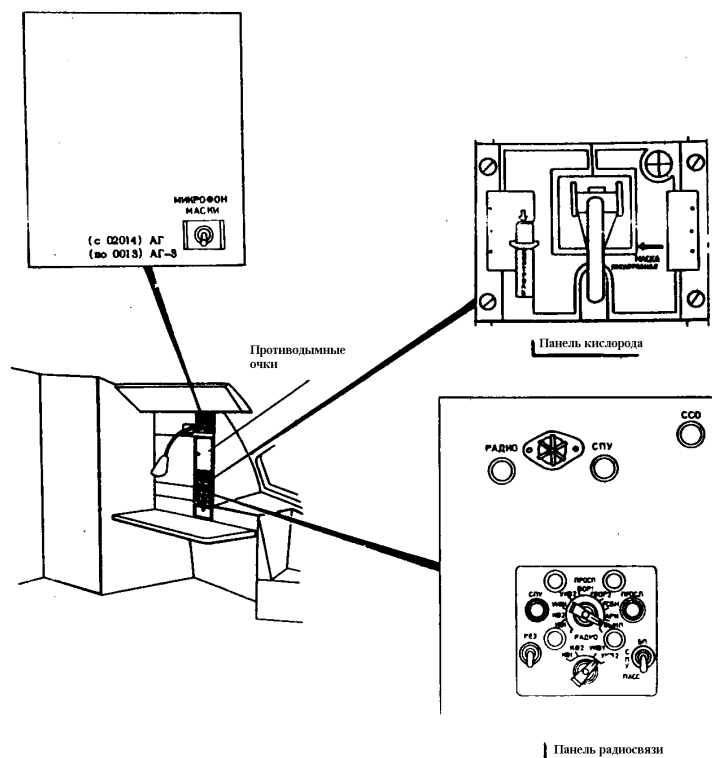


Рис.86. Размещение пультов и элементов управления на рабочем месте дополнительного члена экипажа

На самолете установлены часы в правой части приборной доски пилота и на приборной доске бортинженера.

Часы АЧС - 1 (рис.87) предназначены для измерения:

- текущего времени в часах, минутах и секундах;
- времени полета в часах и минутах;
- промежутков времени до одного часа в минутах и секундах.

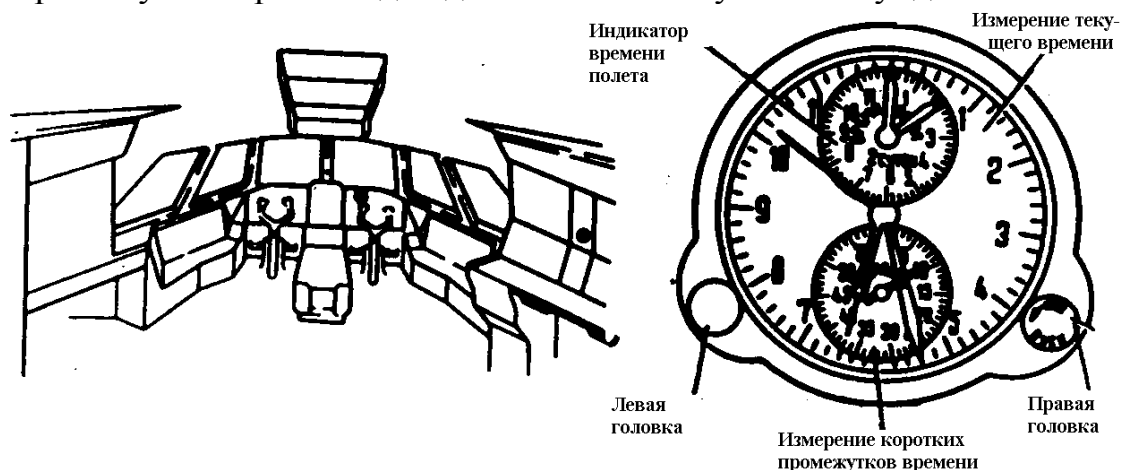


Рис.87. Часы АЧС-1

Текущее время отсчитывается по большой шкале циферблата. Время полета - по верхней шкале циферблата часов. Для пуска механизма отсчета вре-

мени полета нажмите на левую заводную головку; Для остановки - нажмите повторно. Для вывода стрелок в нулевое положение - нажмите в третий раз.

Показания секундомера по нижней шкале циферблата часов. Для пуска секундомера нажмите на правую головку; для остановки - нажмите повторно. Для временной остановки секундомера поверните правую головку по часовой стрелке, а для пуска - против часовой стрелки. Для вывода стрелок в нулевое положение - нажмите в третий раз.

Для перевода часовой и минутной стрелок предварительно выключите механизмы времени полета и секундомера.

Перевод стрелок осуществляется поворотом заводной (левой) головки красного цвета против часовой стрелки в вытянутом на себя до упора положении.

Полный завод часовой пружины обеспечивает работу механизма в течение трех суток, однако для обеспечения точности хода заводите их надо один раз в двое суток.

Точность суточного хода часов при температуре 20 плюс минус 5 градусов составляет плюс минус 20 секунд.

Содержание

1. Пилотажно-навигационная система
2. Анероидно-мембранные системы и приборы – измерители температуры и давления
3. Система полного и статического давлений
4. Анероидно-мембранные приборы
5. Автомат углов атаки и перегрузки с сигнализацией АУАСП-32
6. Система сигнализации опасной скорости ССОС
7. Система воздушных сигналов СВС -1-72-1
8. Приборы измерения пространственного положения самолета
9. Инерциальная курсовертикаль ИКВ-72 с блоками контроля кренов БКК-18 и сигнализаторами нарушения питания СНП-1
10. Базовая система курса и вертикали
11. Навигационный вычислитель
12. Приборные доски и панели управления