

**МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

С.В.Кузнецов

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

Часть II

Москва – 2009

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

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.П.Зыль
канд. техн. наук В.В. Шишкин (ОАО «Аэрофлот»)

Кузнецов С.В.

Пилотажно-навигационный комплекс самолета Ил-86. Часть II. Учебное пособие. –М.: МГТУ ГА, 2008, 152 с.

ISBN 978-5-86311-685-3

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.

К 2705140400-040
ЦЗЗ(03)-09

ББК 0571
Доп. св. плана 2009г.
Поз.40

Кузнецов Сергей Викторович
Пилотажно-навигационный комплекс
самолета Ил-86
часть II
Учебное пособие

Редактор Т.М.Приорова

Подписано в печать 2.03.09

8,84 усл.печ.л
Заказ №741

8,16 уч.изд.л
Тираж

1. БАЗОВЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ПИЖМА-1

Базовый навигационный комплекс "Пижма-1" предназначен для решения задач навигации на самолете Ил-86 при выполнении полетов на внутренних и международных авиатрассах в любых погодных условиях, в любое время года и суток.

Состав и назначение систем, входящих в комплекс, приведены в таблице. Размещение систем на самолете приведено на рис. 1-8.

Таблица 1. Состав навигационного комплекса "Пижма-1"

| Система или блок | Обозн. | Кол. шт. | Назначение |
|---|--------|----------|--|
| Вычислитель навигационный | | 1 | Для решения задач в соответствии с заложенной программой, индикации текущих навигационных параметров; для получения изображения аэронавигационной карты местности на экране индикатора навигационной обстановки |
| Система курса и вертикали базовая (БСКВ) | | 1 | Для формирования и выдачи потребителям приведенного, гиромагнитного и гироскопического курсов самолета |
| Курсовертикаль инерциальная ИКВ-72 | | 3 | Для измерения углов крена и тангажа, формирования и выдачи в ЦВМ значения гироскопического курса |
| Измеритель скорости и угла сноса доплеровский ("Снос") | | 1 | Для определения путевой скорости, угла сноса и пройденного пути |
| Система ближней навигации и посадки радиотехническая "Радикал" | | 1 | Для измерения, индикации и выдачи потребителям значений наклонной дальности и азимута маяков типа "РСБН и "Поле"; для обеспечения коррекции численных координат самолета; для определения угловых отклонений самолета от оси равносигнальной зоны курсового и глиссадного маяков |
| Система ближней навигации и посадки радиотехническая "Курс МП-70» | | 1 | Для обеспечения полетов самолетов по сигналам маяков "ТОН"; для определения и индикации азимута маяка "VOR"; для выполнения предпосадочных маневров и посадок по сигналам посадочных радиомаяков системы "ILS" и систем "СП-50" и "СП-70" |
| Радиодальномер СД-75 | | 2 | Для определения, индикации и выдачи потребителям значения наклонной дальности до маяков типа ДМЕ и TACAN |
| Радиокомпас автоматический АРК-15М | | 2 | Для обеспечения самолетовождения по приводным и широковежательным станциям, измерения курсового угла радиостанции и обеспечения прослушивания ее позывных сигналов |
| Станция радиолокационная "Гроза-86" | | 1 | Для получения на экране индикатора изображения местности, обнаружения зон грозовой деятельности |
| Ответчик самолетный СОМ-64 | | 1 | Для приема запросных сигналов отечественных и зарубежных РЛС, входящих в систему управления воздушным движением; для формирования и излучения ответных сигналов, содержащих информацию о бортовом номере самолета, высоте полета и запасе топ- |

лива

Продолжение табл. 1

| | | | |
|-----------------------------------|----------------|---|---|
| Ответчик самолетный СО-70 | | 1 | Для приема запросных сигналов зарубежных РЛС, входящих в систему управления воздушным движением; для формирования и излучения ответного сигнала, содержащего информацию о номере самолета или о высоте полета в зависимости от кода запроса |
| Индикатор радиомангнитный РМИ-2Б | Н11/82, Н12/82 | 2 | Для индикации курса самолета, курсовых углов радиостанций от двух систем АРК-15М или от двух каналов системы "Курс МП-70" |
| Фильтр радиопомех ФРП-20-1М | - | 1 | Для подавления радиопомех |
| Блок коммутации БК-2П | - | 1 | Для коммутации посадочных сигналов |
| Индикатор самолетного азимута ИСА | - | 1 | Для индикации азимута самолета |

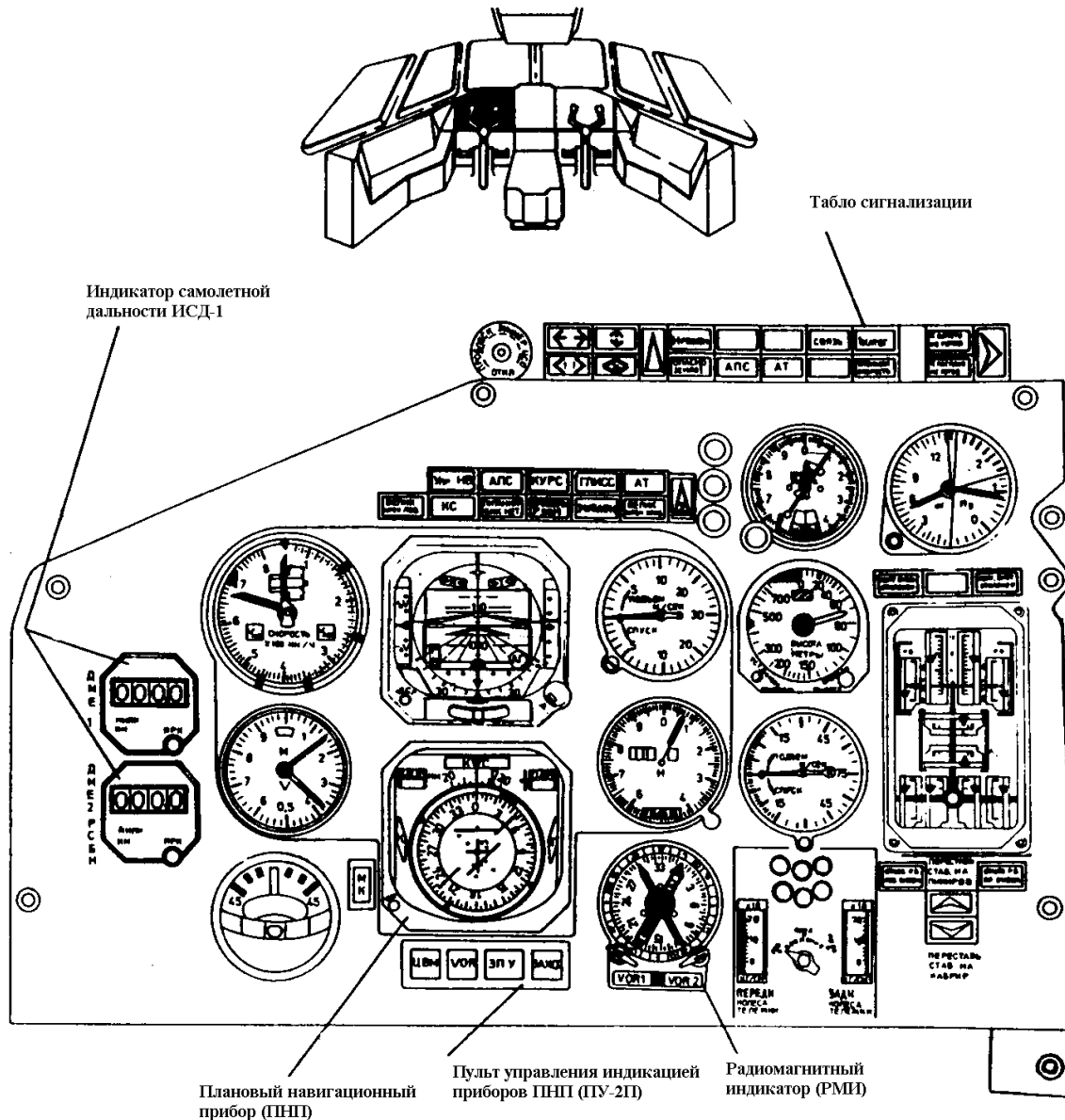


Рис.1. Размещение оборудования на левой панели приборной доски

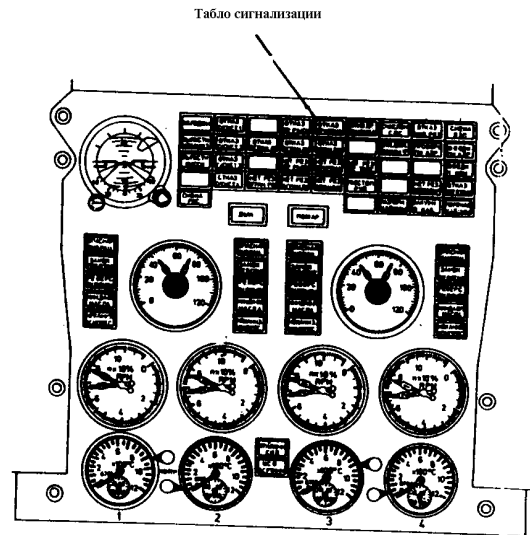
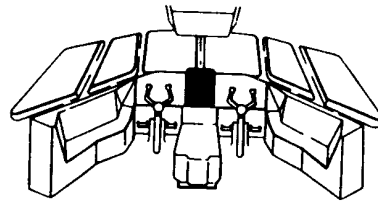


Рис.2. Размещение оборудования на центральной панели приборной доски

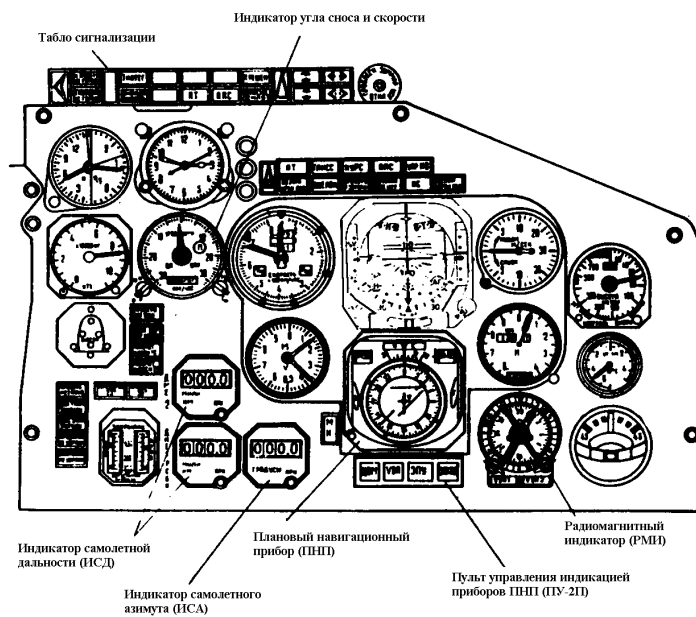
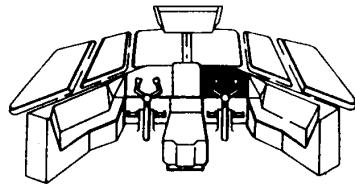


Рис.3. Размещение оборудования на правой панели приборной доски

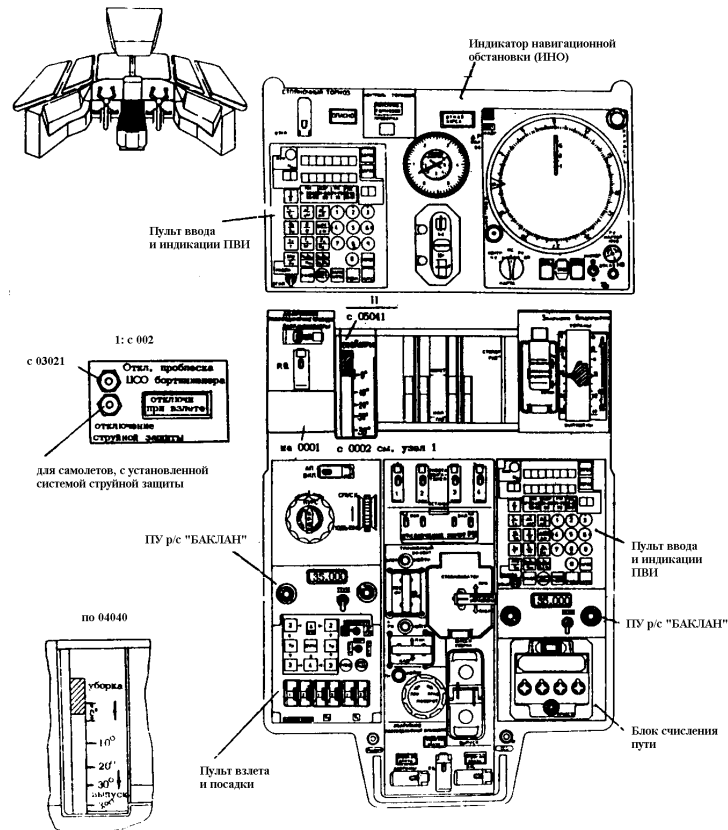


Рис.4. Размещение оборудования на центральном пульте и наклонной панели приборной доски

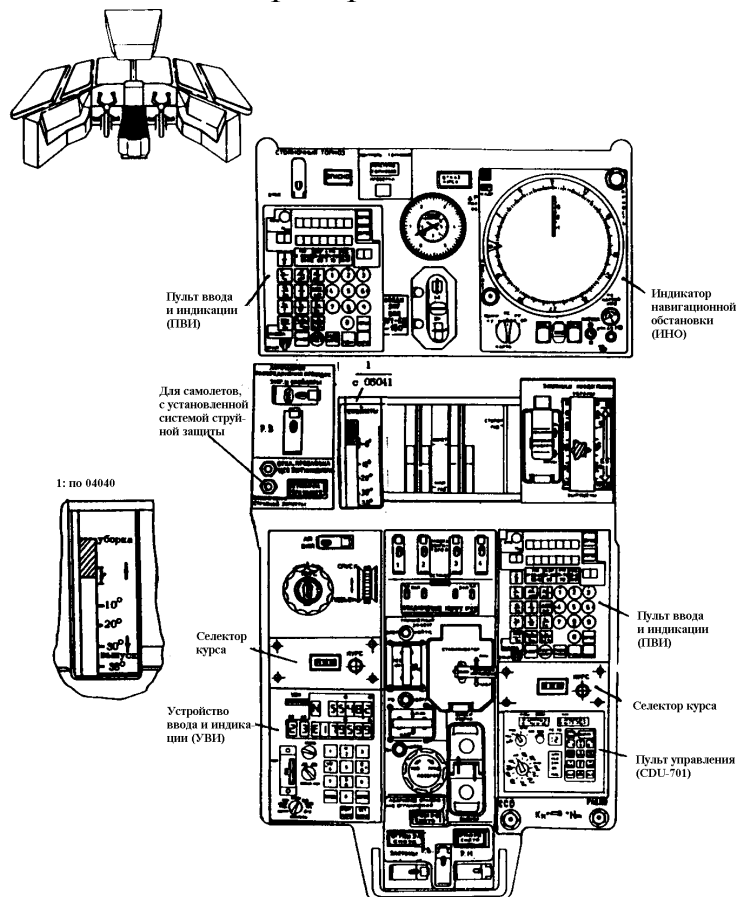


Рис.5. Размещение оборудования на центральном пульте и наклонной панели приборной доски для самолетов, летающих за границу

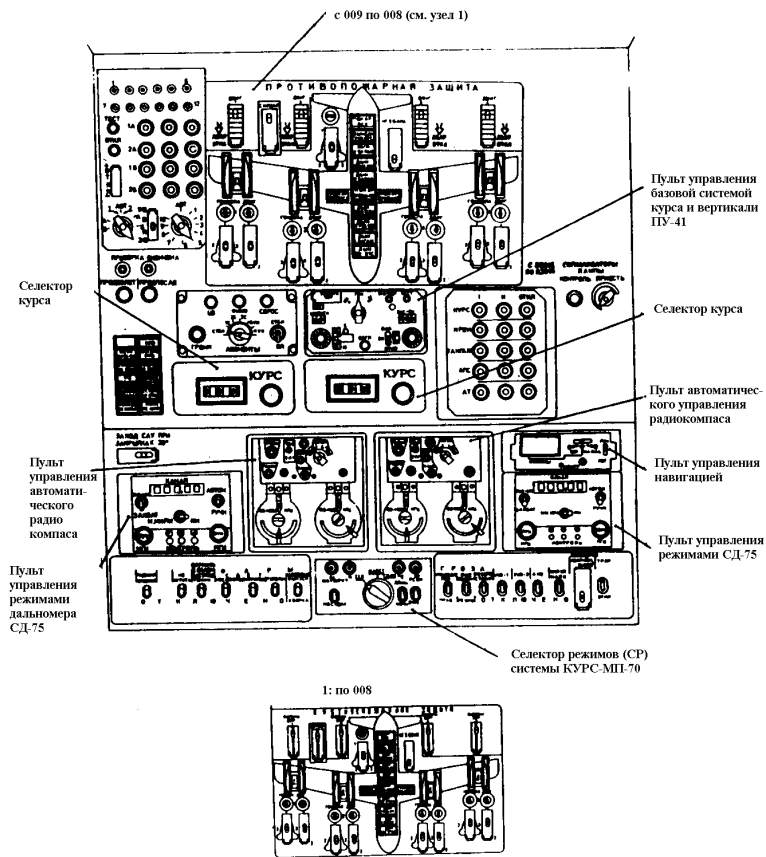


Рис.6. Размещение оборудования на верхнем щитке пилотов

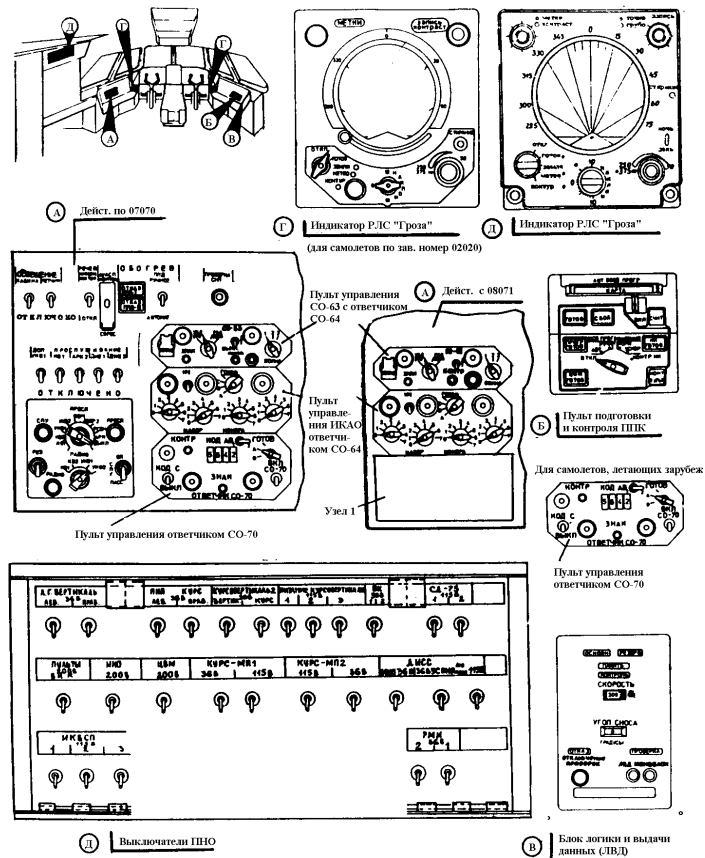


Рис.7. Размещение оборудования на левом и правом пультах пилотов и панели выключателей ПНО

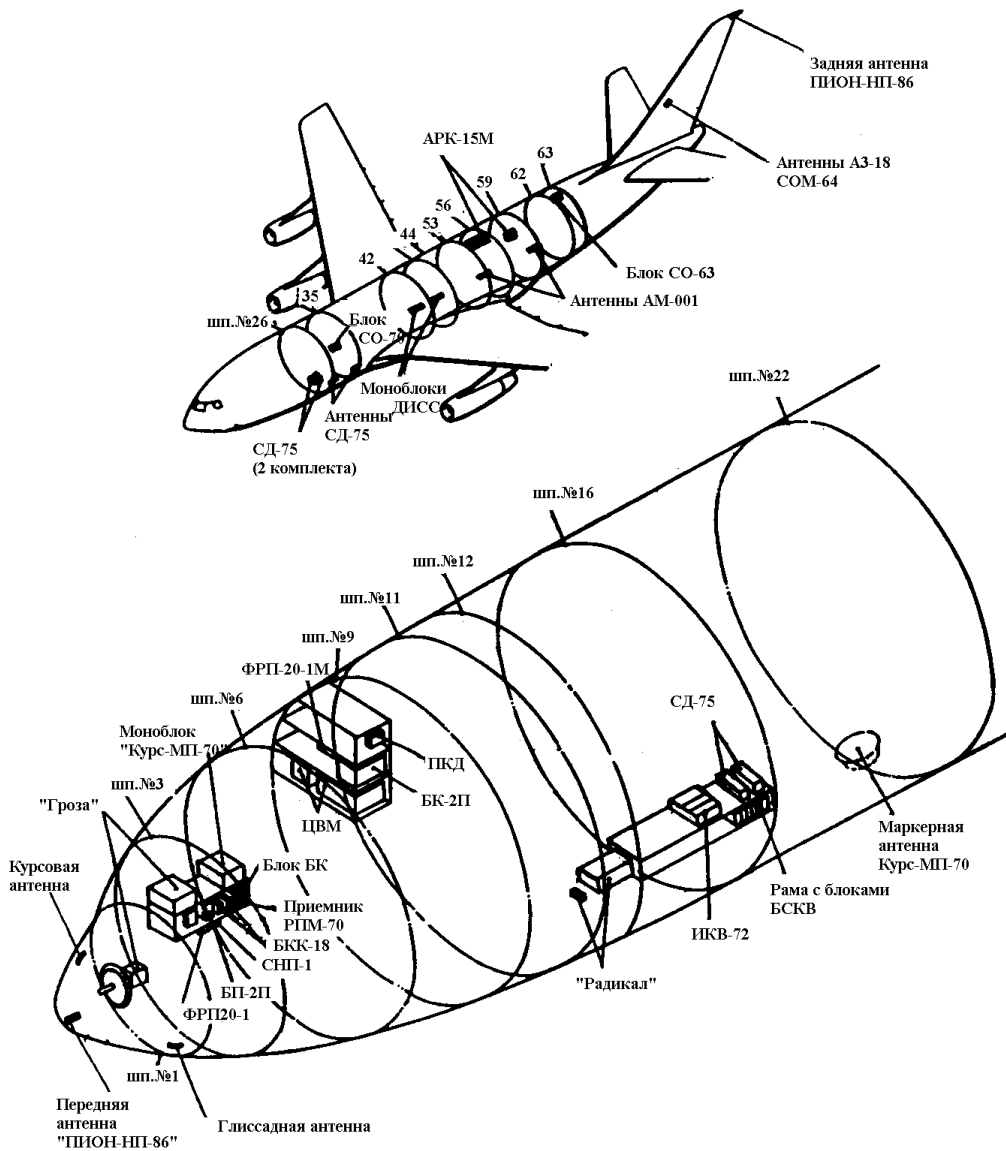


Рис.8. Размещение оборудования БНК на самолете

Основные технические данные, измеряемые базовым навигационным комплексом "Пижма-1"

Географические координаты:

Широта

от -90 до +90°

Долгота

от -180 до +180°

Частноортодромические координаты:

Z

от -500 до +500 км

S

от 0 до 1000 км

Путевая скорость W

от 180 до 1300 км/ч

Истинная воздушная скорость $V_{ист}$

от 200 до 1100 км/ч

Число M

от 0,2 до 0,95

Высота полета

от 0 до 15000м

Дальность полета

до 6500 км

| | |
|--|---|
| Курс | от 0 до 360° |
| Крен | от -30 до +30° |
| Тангаж | от -15 до +15° |
| Азимут от РСБН (А) | от 0 до 360° |
| Наклонная дальность РСБН при Н=1000 м | |
| Д | до 360 км |
| Курсовой угол радиостанции | от 0 до 360° |
| Скорость ветра U | от 0 до 400 км/ч |
| Направление (метеорологическое) ветра | от 0 до 360° |
| Наклонная дальность до радиолокационного ориентира (РЛО) | до 375 км |
| Курсовой угол РЛО | от 0 до 100° и от 260 до 360° |
| Точность определения места самолета (МС): | |
| по ДИСС и ИКВ | не более 2 % от пройденного пути (S) |
| при использовании комплексной обработки информации (КОИ) | не более 1% от S |
| по СВС, ИКВ и запомненным параметрам ветра | не более 3% от S |
| Точность определения координат от РСБН (2 σ): | |
| при работе с маяками РСБН-2Н, РСБН-4Н: | |
| | по Д ± (0,2 ^{+0,03%} Д) км |
| | по А ± (0,25 ^{+4/Д}) град при работе с маяками РСБН-6Н: |
| | по Д ± (0,3 ^{+0,05%} Д) км |
| | по А ±1,5°. |

Основным вычислительным устройством, решающим навигационные задачи, является навигационный вычислитель (рис. 9, 10).

Вся информация, получаемая от датчиков, вводится в цифровую вычислительную машину (ЦВМ). Определение местоположения самолета в частноортодромической системе координат производится в результате обработки информации о путевой скорости, курсе, высоте полета и воздушной скорости. Информация о путевой скорости поступает от системы ДИСС, о значении курса - от систем БСКВ и ИКВ, о высоте и воздушной скорости - от системы ИКВСП.

Коррекция текущих координат самолета производится по данным, выдаваемым от систем "Радикал" "Курс МП-70" и дальномеров СД-75.

На телефонные выходы самолетного переговорного устройства (СПУ) поступают сигналы от радиомаяков VOR1 и VOR2, от маркерного радиоприемника системы "Курс МП-70", двух автоматических радиоконпасов и сигналы на звонки опознавания радиомаяков ДМЕ1 и ДМЕ2.

ДИСС. Информация о путевой скорости в виде доплеровских частот F1, F2, F3 системы ДИСС поступает в ЦВМ, где производится определение вектора путевой скорости W и его проекций на оси, связанные с частной ортодромией. На вход ЦВМ от ДИСС поступает также сигнал коррекции путевой скорости в

виде постоянного напряжения.

Характер подстилающей поверхности для отраженных сигналов учитывается с помощью сигналов "Суша" или "Море", выдаваемых в ЦВМ в зависимости от положения переключателя "С-М" на индикаторе путевой скорости и угла сноса (УС). В навигационный вычислитель выдаются также сигналы "Работа" и "Отказ" из системы ДИСС. При контроле базового навигационного комплекса из блока БК-2П в систему ДИСС выдается сигнал "Контроль". ДИСС выдает с синусно-косинусного трансформатора (СКТ) сигнал, пропорциональный УС, на пилотажно-навигационные приборы правого и левого пилотов и на индикатор навигационной обстановки. Сигнал, пропорциональный путевой скорости, выдается также от ДИСС в БК-2П. При снятии сигнала "Работа" ДИСС переходит в режим "Память", счисление координат в этом случае производится по данным истинной воздушной скорости.

ИКВСП. Информация об истинной воздушной скорости так же, как и информация о высоте полета, поступает в ЦВМ в виде напряжений с СКТ по двум каналам (соответственно V_1 и V_2 , H_1 и H_2) от информационного комплекса высотно-скоростных параметров (ИКВСП). От ИКВСП поступают также сигналы исправности каналов (V_1 и V_2 , H_1 и H_2), сигнал, пропорциональный числу M и сигнал тест-контроля.

БСКВ и ИКВ. Для задач счисления координат вычисление частноортодромического курса (приведенного к ортодромии) производится на основе информации о гироскопическом курсе, гиромагнитном курсе, о заданном путевом угле частной ортодромии, вычисленном в ЦВМ, о начальной выставке курса и о широтной поправке, вводимой из-за вращения земли.

Инерциальная курсовертикаль (ИКВ) выдает в ЦВМ значение гироскопического курса по трем каналам и соответственно сигналы готовности этих трех каналов. Базовая система курса и вертикали (БСКВ) выдает в ЦВМ и в блок БК-2П значение гиромагнитного курса также по трем каналам и соответственно сигналы их исправности.

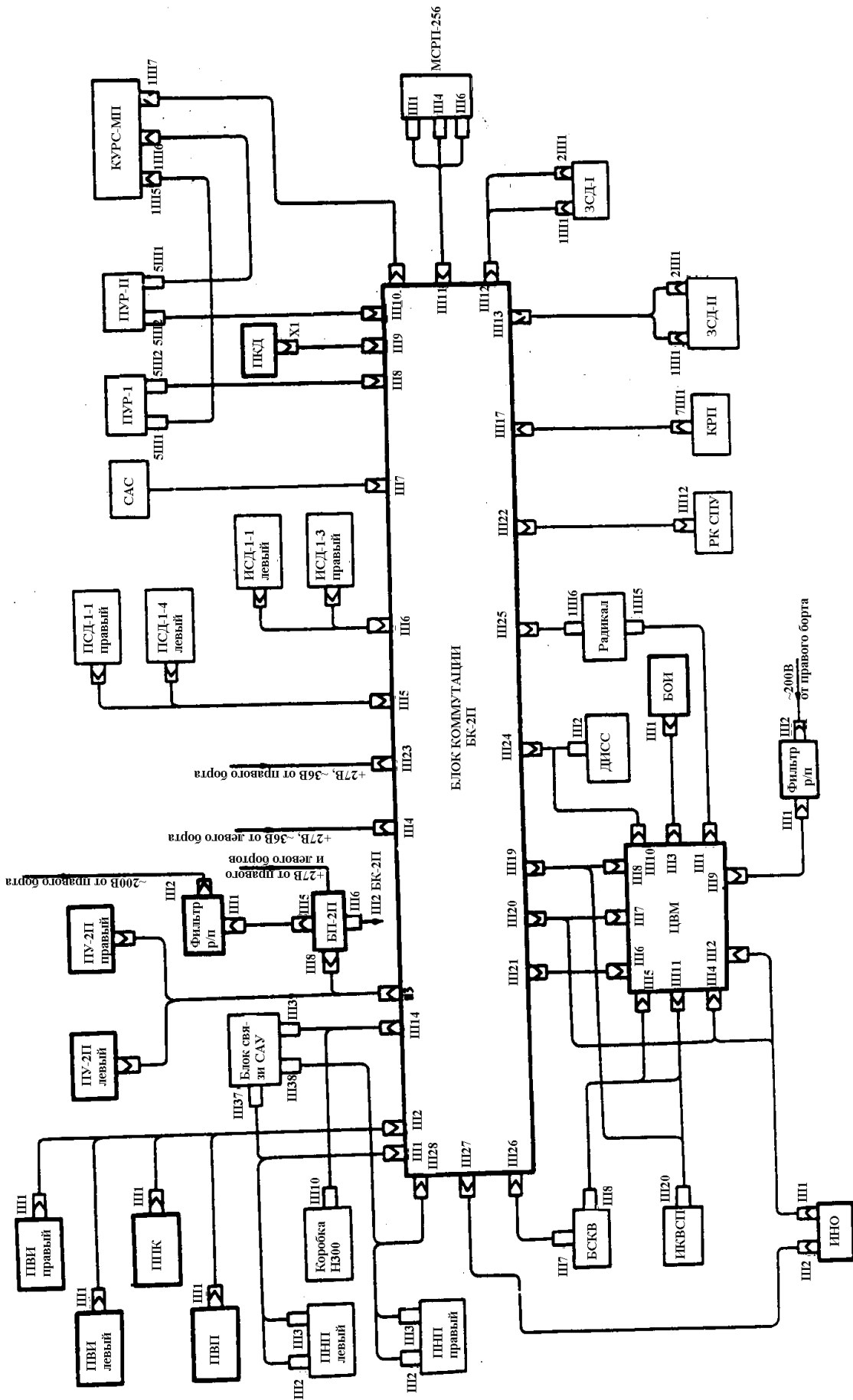


Рис.9. Схема соединения систем БНК с блоком коммутации

Широтная поправка в сопровождении сигнала "Исправность выдается ЦВМ в БСКВ для коррекции гироскопического курса. В ЦВМ на основании введенных данных вычисляется значение приведенного курса, который выдается в БСКВ в режиме "Внешний курс", когда переключатель режимов работы на ПУ-41 установлен в положение "ВК". Приведенный курс, выдаваемый потребителям по трем каналам, формируется в БСКВ в блоках согласования курса БСК-4, куда в режиме "Внешний курс" в качестве корректирующего сигнала (при разворотах на новый ППМ и при коррекции координат самолета) выдается с СКТ сигнал, вычисленный ЦВМ.

Выдача этого сигнала сопровождается выдачей сигнала "Ввод φ " в виде напряжения +27 В. В полете по маршруту БСКВ выдает сигнал приведенного курса в ИНО и на ПНП. При заходе на посадку с ПНП выдается сигнал, пропорциональный магнитному приведенному курсу.

ИКВ выдает в ЦВМ сигналы, пропорциональные угловой азимутальной скорости вращения земли по трем каналам, а также сигналы с СКТ, пропорциональные углу крена и углу тангажа и необходимые для расчета путевой скорости. ИКВ также выдает сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа в РЛС "Гроза" для стабилизации антенны. В блок БК-2П от ИКВ поступают сигналы готовности всех трех каналов ИКВ для формирования интегрального признака готовности ИКВ.

Системы "Радикал", "Курс МП-70" и СД-75. Коррекция численных координат самолета производится на основании информации о наклонной дальности и азимуте радиомаяков, а также о высоте полета. При полетах над территорией СССР коррекция производится по данным системы "Радикал" при полетах за рубежом - по данным системы "Курс МП-70" и самолетных дальномеров СД-75.

Когда самолет попадает в зону действия маяка ($D < 350$ км), ЦВМ выбирает ближайший запрограммированный маяк, определяет его тип и выдает в виде двоичного последовательного кода сигнал настройки на маяк $N_{рк}$. В зависимости от типа маяка сигнал настройки воспринимается либо пультом управления навигацией (ПУН) системы "Радикал", либо двумя пультами управления режимами VOR - DME (ПУР) дальномеров. При этом ЦВМ выдает на пульта управления режимами сигнал "Автоматический выбор канала", каждый ПУР выдает на свой СД-75 и в систему "Курс МП-70" частоту настройки на маяк.

Система "Радикал" выдает в ЦВМ значения измеренной дальности и азимута радиомаяка в виде двоичного последовательного кода. На индикатор самолетного азимута (ИСА) выдается двоичный биполярный код азимута (код "а", код "б"), сопровождаемый сигналом "Строб А". Двоичный биполярный код дальности, сопровождаемый сигналом "Строб Д", поступает в блок коммутации навигационного вычислителя.

Каждый дальномер СД-75 выдает в блок коммутации навигационного вычислителя измеренное значение наклонной дальности до маяков типа DME в виде биполярного двоичного кода, сопровождаемого сигналом «Строб Д». Вы-

бор исправного дальномера производится ЦВМ на основании сигналов, заложенных в структуру кода дальности.

Из блока коммутации сигналы, пропорциональные измеренной дальности, поступают на индикаторы самолетной дальности (ИСД). На пульте каждого пилота имеется по два ИСД. Если переключатель "РСБН-DME" на селекторе режимов установлен в положение "РСБН", то на двух индикаторах ИСД с надписью "РСБН-DME" индицируется дальность от системы "Радикал", на двух других индикаторах - от дальномеров СД-75. При установке переключателя "РСБН-DME" в положение "DME" на всех четырех индикаторах индицируется дальность от дальномеров СД-75.

Система "Курс МП-70" выдает в ЦВМ по двум каналам в виде напряжений с СКТ значение измеренного азимута до маяков VOR-DME (АЗП лев, АЗП прав). Выбор исправного канала азимута производится ЦВМ по сигналам "Готовность НПУ I" и "Готовность НПУ II", формируемым в блоке коммутации; в схеме совпадения "Ч", на которую от системы "Курс МП-70" поступают сигналы "Включение навигации I". "Готовность курса I" и "Включение навигации II", "Готовность курса II".

В качестве индикаторов курсовых углов для системы "Курс МП-70" служат два радиоманнитных индикатора (РМИ-2Б), находящиеся на пультах левого и правого пилотов. Система "Курс МП-70" выдает на оба индикатора РМИ-2Б значение азимута маяка (А1 и А2) курсового угла маяка (КУРVORI. КУРVORII), а также значение магнитного курса (МК1 и МК2) соответственно по двум каналам.

Кроме курсовых углов радиомаяков, на РМИ индицируются курсовые углы радиостанций, измеряемые двумя автоматическими радиокомпасами АРК-15М

Плановые навигационные приборы и САУ. На ПНП поступает информация о:

- дальности до очередного ПМ, вычисленной ЦВМ;
- заданном путевом угле (ЗПУ) либо от ЦВМ, либо от системы "Курс МП-70". От ЦВМ сигнал поступает при нажатой кнопке "ЦВМ" на ПУ-2П; при нажатой кнопке "VOR" на ПУ-2П значение ЗПУ поступает на прибор от селектора курса системы "Курс-МП-70" и указывает ЗПУ на маяк;
- курсе самолета от БСКВ. В режиме "ЦВМ (нажата кнопка "ЦВМ" на ПУ-2П) индицируется значение приведенного курса в режиме "VOR" (нажата кнопка "VOR" на ПУ-2П) индицируется значение гироманнитного курса:
- угле сноса от ДИСС;
- сигналах направления на маяк ("НА" и "ОТ") при нажатой кнопке "VOR" на ПУ-2П.

Если отсутствует хотя бы один из сигналов "Исправность ЦВМ", "Готовность боковой программы" и " $S < 999$ км" (дальность очередного ПМ не пре-

вышает 1000 км), то выдается сигнал на бленкер дальности и счетчик дальности закрывается.

Бленкер курса КС красного цвета выпадает при отказе системы БСКВ.

Бленкер ЗПУ закрывает счетчик ЗПУ при отсутствии хотя бы одного из сигналов «Исправность ЦВМ» и "Готовность курса".

Индексы "НА" и "ОТ" сигнализируют о направлении полета на маяк или от маяка, и выдаются на ПНП от системы "Курс МП-70".

В САУ непосредственно из ЦВМ поступают сигналы:

заданный угол крена;

боковое отклонение от частной ортодромии z ;

заданный путевой угол частной ортодромии $ZPU_{\text{чо}}$ - с СКТ.

Из блока коммутации в САУ поступают разовые сигналы в виде напряжения +27 В:

"Подготовка посадки", "Заход" и "Готовность боковой программы". Причем последний разовый сигнал вырабатывается при наличии сигнала "Исправность ЦВМ". САУ выдает в ЦВМ сигнал "Боковая программа", если переключатель на пульте режимов САУ находится в положении "НАВИГ" и нажата кнопка "ГОРИЗ". При этом управление САУ идет от управляющих сигналов ЦВМ. При выдаче сигнала "Навиг." на пультах управления ПУ-2П загораются кнопки-табло «ЦВМ».

САУ выдает в блок коммутации интегральный сигнал "Крен+гориз+курс", если переключатель на пульте режимов САУ находится в положении КУРС I и нажаты кнопки "АП" и "ГОРИЗ". В этом случае выдерживается курс самолета, установленный на селекторах курса системы "Курс МП-70". На пультах управления ПУ-2П загораются лампы "ЗПУ".

САС. В систему аварийной сигнализации (САС) на ЦВМ поступают сигналы «Отказ ЦВМ Введи ϕ », "Счисл. СВС", «Смена ЛЗП», "МК" (магнитный курс), "Введи N КПМ", "Введи ПМ. АЭР", "Проверь ПМ, АЭР", «Смена РДС».

От системы "Курс МП-70" в САС поступают сигналы «ДРМ», «СРМ» и «БРМ» при пролете самолетом соответственно дальнего, среднего и ближнего посадочных радиомаяков.

Из систем БСКВ и ИКВ в САС поступают сигналы "Настройка ИКВ", "Включи работу ИКВ", "Отказ ИКВ рез", "Отказ курса".

МСРП. В систему МСРП поступают сигналы:

"Исправность ЦВМ" в виде напряжения +27 В от ЦВМ;

пропорциональные величине гиромантического курса по двум каналам и их исправности от БСКВ;

пропорциональный углу крена $\gamma_{\text{зад}}$;

«Отказ ДИСС» в виде напряжения +27В;

"Отказ РСБН" в виде напряжения +27В.

Контроль работоспособности навигационного комплекса “Пижда-1”.

По месту проведения контроль делится на контроль на земле и контроль в полете. Контроль на земле может проводиться в статическом и динамическом режимах.

Метод статического режима проверки основан на подборе заранее определенных тестов, которые подаются в контролируемые системы. При этом реализовано два вида оценки результатов проверки.

В первом случае на вход пультов ПВИ, ППК, (ПВП - кроме самолетов, оборудованных системами И-11-1-1 и СПИ "Омега") и системы сигнализации подаются контрольные коды из постоянного запоминающего устройства ЦВМ, а оценка результатов производится визуально. Для этой проверки нужно нажать кнопку «КОНТР ПУЛЬТ» на ППК. В этом случае поочередно на лицевой панели каждого пульта ПВИ левый, ПВИ правый (ПВП, кроме самолетов, оборудованных системами И-11-1 и СПИ "Омега"), системе сигнализации и ППК в течение 2,4 с горят все лампы и кнопки-табло, кроме кнопок «КРАТЧ РАССТ», "СБРОС", кнопок наборного поля числа на пультах ПВИ, кнопки "СЧИТ" на ППК (кнопки "РАЗВ" и стрелок малого правого круга на ПВП - кроме самолетов, оборудованных системами И-11-1 и СПИ "Омега"), а на цифровых индикаторах ПВИ в каждой ячейке высвечивается цифра 8.

Во втором случае значения контрольных параметров поступают из систем ДИСС, ИКВСП, "Радикал", ИКВ в ЦВМ, где происходит автоматическая оценка результатов контроля. При установке на пульте подготовки и контроля переключателя в положение «КОНТР НК» указанные системы переводятся в режим встроенного контроля, выдавая в ЦВМ значения контролируемых параметров. Входной информацией являются сигналы исправности от ИКВ и ИКВСП и фиксированные значения входных параметров проверяемых систем, работающих в режиме "Контроль": $F_1=F_2=F_3=5500\text{Гц}$; $H_1=H_2=5000\text{ м}$; $V_1=V_2=800\text{ км/ч}$; $D_k=250\pm 2,5\text{ км}$; $A_k=180\pm 2,5\text{ град}$.

Результатом контроля является формирование признаков исправности контролируемых систем.

Об исправности ЦВМ и систем навигационного комплекса сигнализирует табло «НК ГОТОВ» при установке переключателя на ППК в положение «КОНТР НК». Табло «НК ГОТОВ» не горит, если неисправна какая-нибудь из систем: ЦВМ, БСКВ, ИКВ (хотя бы одна из трех каналов), или один из двух каналов ИКВСП, или ИКВ находятся в режиме «Настройка». Табло «НК ГОТОВ» мигает, если исправны системы ЦВМ, БСКВ, ИКВ (все три канала), ИКВСП (оба канала); при этом могут быть неисправны: ДИСС или хотя бы один из каналов СД-75, хотя бы один из каналов системы "Радикал" или не выставлен начальный курс.

Табло "НК ГОТОВ" горит постоянно, если исправны ЦВМ, система БСКВ, все три канала ИКВ, оба канала систем ИКВСП, СД-75, "Радикал", исправен ДИСС и ИКВ переведены в режим "Работа", а также проведена начальная выставка МС и курса. Свечение табло "НК ГОТОВ" свидетельствует о готовности навигационного комплекса.

Динамический режим контроля на земле (имитация полета) предназначен для проверки функционирования алгоритмов и программ в ЦВМ и проверки программ предстоящего маршрута, введенной в память ЦВМ.

Контроль в режиме имитации полета производится в реальном и ускоренном масштабах времени. Ускоренный масштаб времени включается только на маршруте. В этом режиме имитируется полет по маршруту, с программными и оперативными ППМ.

Полег по маршруту и в зоне аэродромов взлета и посадки происходит с постоянной скоростью на высоте 5000 м. Полет по маршруту происходит со скоростью 940 км/ч, а в районе аэродромов взлета и посадки со скоростью 350 км/ч. Контроль параметров в полете производится ЦВМ автоматически с помощью теста встроенного контроля.

2. ИНФОРМАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ (ИКВСП)

Информационный комплекс высотно-скоростных параметров (ИКВСП) (рис.11, 12) предназначен для измерения и вычисления высотно-скоростных параметров полета самолета. ИКВСП обеспечивает экипаж и системы самолета информацией о текущих значениях высотно-скоростных параметров, а также вырабатывает управляющие сигналы и разовые команды, используемые для автоматического управления самолетом и сигнализации в системах автоматического управления, управления механизацией крыла, противообледенения и для блокировки включения звукового сигнала (сирены).

ИКВСП представляет собой комплекс систем, блоков и приборов (табл.2), электрически связанных между собой блоком коммутации. Приборы и блоки ИКВСП размещены в кабине экипажа, на этажерке в техническом отсеке за кабиной экипажа, а также на нижней палубе самолета. При этом обеспечивается невозможность случайного повреждения приборов и блоков ИКВСП багажом, грузом, обслуживающим персоналом или пассажирами.

Таблица 2. Состав комплекса

| Система или блок | Тип | Кол. шт. | Обозначение | Назначение |
|----------------------------|-------------------------|---------------------------|-------------|---|
| Система воздушных сигналов | СВС1-72-1 | 3 комплекта | | Вычисляет параметры $H_{абс}$, $H_{отн}$, $V_{пр}$, $V_{ист}$, M , ΔM , T_n : из них индицирует на указателях УВ, УМС и УТ: $H_{отн}$, $V_{ист}$, M и T_n . |
| Система воздушных сигналов | СВС1-72-1 СВС1-72-1Ф | 2 комплекта 1 комплект | | Вычисляет параметры $H_{абс}$, $H_{отн}$, $V_{пр}$, $V_{ист}$, M , ΔM , T_n : из них индицирует на указателях УВ, УВ-Ф, УМС и УТ: $H_{отн}$, $V_{ист}$, M и T_n . |
| Указатель температуры | УТ-1М-1ПБ | 2 | | |
| Приемник температуры | П-104 | 3 | | |

| | | | | |
|--|----------|-------------|------------------|--|
| Комбинированный указатель скорости и числа М | УСИМ-1-1 | 2 комплекта | | |
| (1) Указатель скорости и числа М | УСИМ-1 | 2 | Н1/84 Н2/84 | Измеряет и индицирует $V_{пр}$; индицирует число М, $V_{зад}$, $V_{мд}$, инструктивные скорости, допустимую скорость экстренного снижения V_{max} ; индицирует отказы М, $V_{зад}$, $V_{мд}$. |
| (2) Вычислитель критических режимов канала индикации | ВКРИ-1 | 2 | Н13/84 Н28/84 | Работает совместно с УСИМ; вычисляет $V_{мд}$, которая индицируется на УСИМ, усиливает сигналы М и $V_{зад}$. |
| Вычислитель критических режимов канала сигнализации | ВКРС-1 | 2 | Н15/84 Н30/84 | Включает предупредительную сигнализацию (табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ") при превышении $V_{мд}$. |
| Система сигнализации опасной скорости сближения с землей | ССОС | 1 комплект | | Предупреждает экипаж об опасной скорости сближения с землей и не выпуска шасси при снижении на высоте 250 м и ниже |
| Блок формирования и контроля | БФК | 1 | Н25/84 | Формирует кворумированные сигналы параметров $V_{пр}$, V_y , ΔV_y , ΔH , ΔM , $\Delta V_{пр}$, ΔH^* (сигналы V_y и ΔV_y на самолете не используются); контролирует исправность датчиков высотно-скоростных параметров и вырабатывает сигналы их отказа |
| Блок разовых команд | БРК-1-1 | 1 | Н27/84 | Вырабатывает команды в виде напряжения 27В при достижении самолетом заданных значений высоты, скорости и числа М |
| Пульт вертикального маневра | ПВМ-1М | 1 | Н8/84 | Служит для выставки высоты заданного эшелона. Включает режим выхода на заданный эшелон при использовании САУ |
| Пульт задатчик скорости | ПЗС-1М | 1 | | |
| (1) Указатель-задатчик скорости | УЗС-1 | 1 | Н7/84 | Индицирует текущую приборную скорость, если не включен режим "Стабилизация скорости" в АП или АТ. Служит для индикации заданной приборной скорости при включении АП или АТ в режим "Стабилизация скорости" и для выставки заданной приборной скорости при включенном АТ. Вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные приборной скорости, индуцируемой на счетчике |

| | | | | |
|---|--------------------|--------|-------------------------------|--|
| (2) Блок-задатчик скорости | БЗС-1 | 1 | Н40/84 | Обеспечивает электропитание счетчика УЗС. Включает УЗС-1 в режим стабилизации $V_{пр}$ при получении соответствующей команды от САУ. Усиливает сигналы рассогласования $\Delta V_{пр}$ в следящей системе обработки значения $V_{пр}$ на УЗС-1 |
| Блок коммутационный | КБ | 1 | Н31/84 | Является соединительной коробкой систем и блоков ИКВСП |
| Блок согласования | БС-1М | 1 | Н10/84 | Согласовывает выходы датчиков выотно-скоростных параметров с входами их потребителей. Вырабатывает сигналы, пропорциональные отклонению параметров от их заданного значения. Контролирует правильность установки давления на УВ (СВС), (УВ) |
| Корректор - задатчик высоты | КЗВ-0-15 | 3 | | Измеряет отклонение высоты от заданного значения и абсолютную высоту полета. Выдает соответствующие сигналы в БФК, а затем в САУ |
| Высотомер | ВМ-15 ПБ | 1 | | Измеряет и индицирует высоту относительно уровня, который определяется давлением, устанавливаемым вручную на шкале давления приборов |
| Футомер фирмы «Жежер» | 55/81 | 1 | | То же, что и ВМ-15, но в футах |
| Вариометр | ВР-30ПБ ВР-75ПБ | 3 1 | | Измеряет и индицирует вертикальную скорость снижения и набора высоты |
| Приемник полного давления | ППД-1М сер. 2 | 3 | | Воспринимает полное давление встречного потока воздуха в полете |
| Самолетное оборудование | | | | |
| Переключатель "Контроль ИКВСП" нажимной | ЗПН | 1 | Н34/84 | Включает встроенный контроль ИКВСП |
| Кнопка "СБРОС ИКВСП" | КНР | 1 | Н38/84 | Приводит в исходное положение систему контроля ИКВСП |
| Выключатели | В200К | 3 | Н101/84 Н102/84 Н103/84 | Включают (выключают) из кабины экипажа питание подканалов ИКВСП переменным током напряжением 115В |
| Табло: "НЕТ РЕЗ. ИКВСП" | ТС-5М-2 | 1 | Н51/84 | Сигнализирует об отсутствии резерва в каком-либо одном или нескольких каналах ИКВСП |
| "ПРОВЕРЬ ИКВСП" | ТС-5М-2 | 1 | Н49/84 | Сигнализирует об отказе одного или нескольких каналов ИКВСП |
| "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ" | ТС-3М | 2 | Н45/84 Н46/84 | Сигнализирует о необходимости уменьшить скорость, если скорость или число М самолета достигло значения $V_{мд}$, $M_{кр}$ |
| | | 1 | Н52/84 | |

| | | | | |
|----------------------|-------------------------------------|------------|----------------------------|--|
| "ЭШЕЛОН" | ТС-5М-2 | 2 | Н47/84 Н48/84 | Сигнализируют о том, что до высоты заданного эшелона осталось 150 м (сигнализация выключается при условии, что до высоты заданного эшелона осталось 60 м). В случае установки на ПВМ-1М минимальной высоты эшелона (580-600 м) сигнализация выключается, табло не загорается. Сигнализирует о том, что текущая высота полета отличается от заданной на 60 м и более (сигнализация включается при включенном АП, работающем в режиме "Стабилизация высоты") |
| "ОПАСНО ЗЕМЛЯ" | ТС-5М-1 | 2 | Н41/84 Н42/84 | Сигнализирует об опасной скорости сближения с землей или о не выпуске шасси при снижении на высоте 250 м и ниже |
| "ПРОВЕРЬ Р ЗЕМЛИ" | ТС-5М-2 | 2 1 | Н43/84 Н44/84 Н50/84 | Сигнализирует о том, что не на всех УВ, (УВ-Ф для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж) (СВС) установлено давление 760 мм рт. ст. (1013,2 мбар для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж) |
| "ССОС ИСПРАВНА" | ТС-5з с 0012; ТС- 5М-3 с 0013 | 1 | Н56/84 | Сигнализирует о том, что ССОС исправна (сигнализация включается при включении ССОС) |

Основные технические данные

| | |
|--|----------------|
| Время готовности к работе | не более 5 мин |
| Потребляемая мощность в цепях: постоянного тока | 870 Вт |
| переменного тока напряжением 36В | 750 ВА |
| переменного тока напряжением 115В | 1150 ВА |

Принцип действия. ИКВСП (рис. 13) объединяет все системы и приборы, которые измеряют, вычисляют и индицируют высотнo-скоростные параметры в единый многоканальный комплекс. В каждом канале комплекса вычисляется какой-либо один параметр. Канал состоит из трех равнозначных и независимых друг от друга подканалов. В подканалах вычисляется один и тот же параметр, но не зависимыми друг от друга датчиками, усилителями, преобразователями и т.д.

Примечание: Каналы, в которых вычисляются параметры $V_{зад}$ и $V_{мд}$, состоят из двух подканалов. Для измерения $H_{отн}$ используется еще один четвертый подканал (механический высотомер ВМ-15), который является вспомогательным.

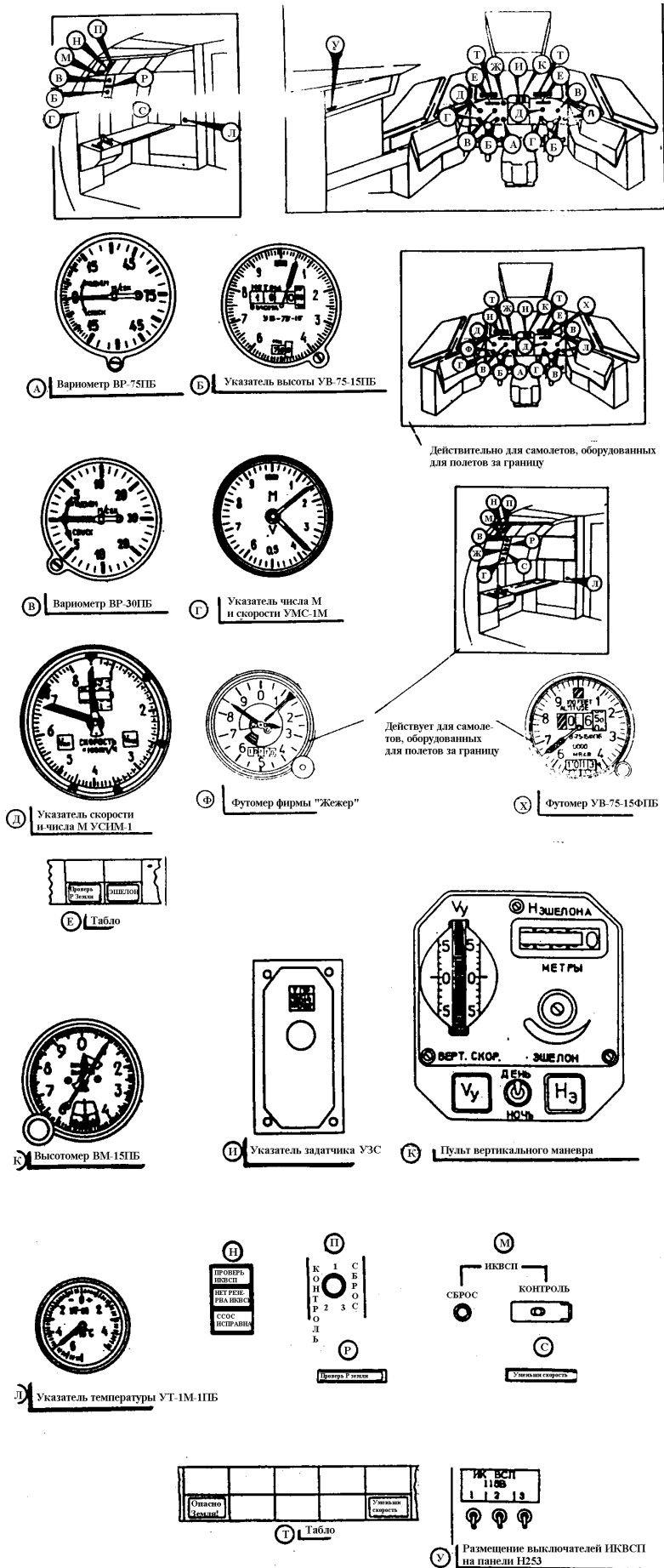


Рис.11. Размещение приборов ИКВСП в кабине экипажа

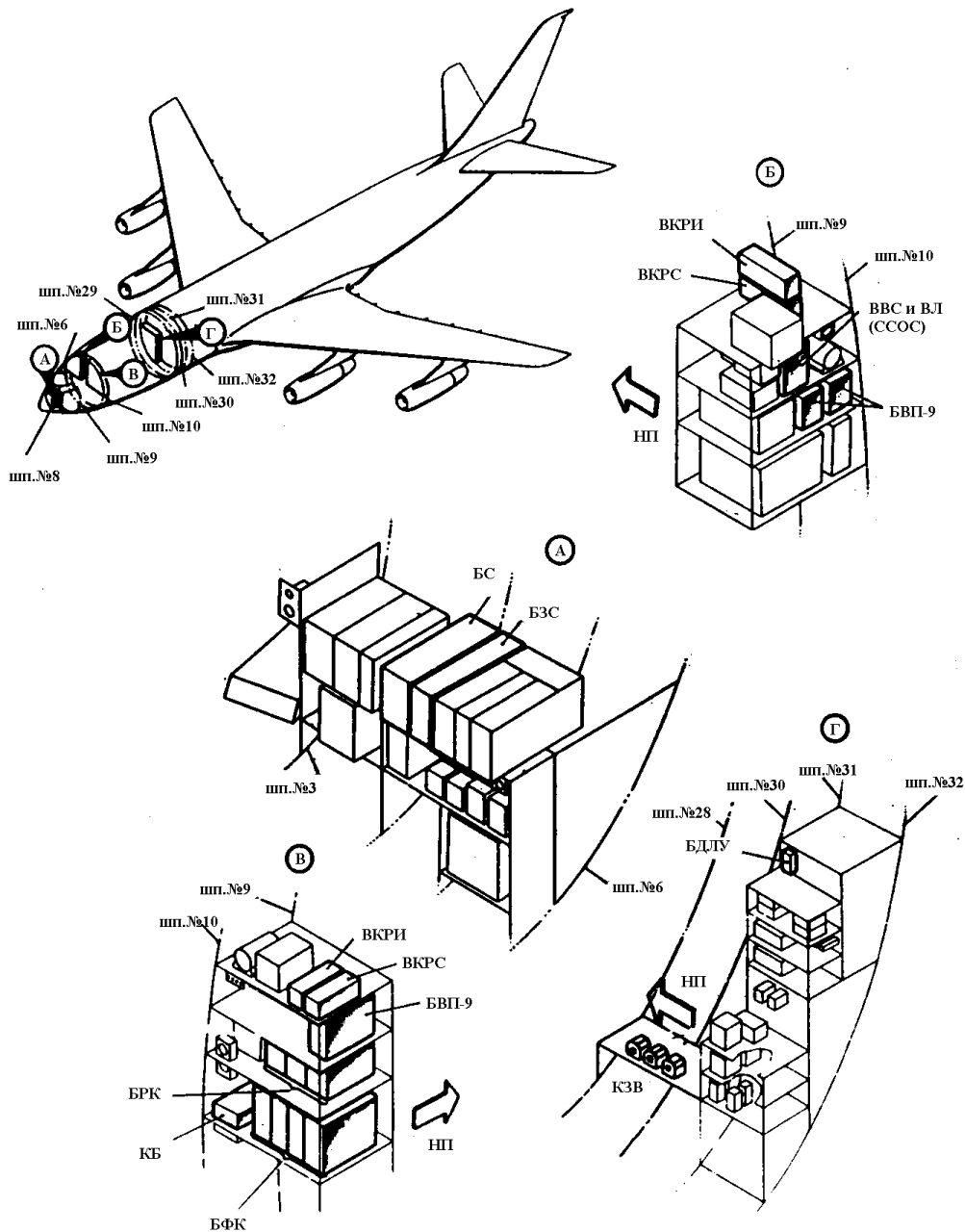


Рис.12. Размещение приборов и блоков ИКВСП на самолете

Для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж, для измерения $H_{отн}$ используются механические высотомеры ВМ-15 и "Жежер", которые являются вспомогательными.

ИКВСП определяет высотнo-скоростные параметры трех видов:

- текущие и заданные высотнo-скоростные параметры $V_{пр}$, $V_{ист}$, $H_{абс}$, $H_{отн}$, M , V_y , $V_{пр.зад}$, $H_э$. Эти параметры индицируются на указателях комплекса, а также поступают в САУ, ЦВМ, ответчики и другие системы;
- отклонения от заданных значений параметров $\Delta V_{пр}$, ΔH , ΔH^* , ΔM , которые используются для автоматического управления самолетом и контроля положения самолета относительно заданной высоты эшелона;
- разовые команды H_{3000} , H_{8000} , $\Delta H_э^* > 60м$, ΔH_{150}^* , ΔH_{60}^* , ΔH_0^* , V_{310} , V_{320} , V_{340} , V_{360} , V_{400} , V_{430} , $M_{кр}$, $V_{пр} > V_{мд}$, P_{760} , содержащие информацию о до-

стижении соответствующих значений высоты и приборной скорости, критического значения числа M , о неправильной установке давления 760 мм. рт.ст. на УВ (и 1013,2 мбар на УВ-Ф) и достижении высоты заданного эшелона. При установке на пульте ПВМ-1М минимальной высоты эшелона (580-600м) разовые команды ΔH_{150}^* , $\Delta H_{Э}^*$, ΔH_{60}^* , ΔH_0^* не выдаются.

Для обеспечения достаточной достоверности и надежности информации в каналах, где вычисляются отклонения от заданных значений параметров $\Delta V_{пр}$, ΔH , ΔH^* , ΔM (а также в канале $\Delta V_{пр}$), производится кворумирование сигналов подканалов. Кворумированные сигналы поступают в САУ для автоматического управления самолетом. Кворумирование представляет собой вычисление среднеарифметического значения сигналов трех подканалов. Если один из трех сигналов превысит допустимое значение, то кворум-элемент не учитывает неправильный сигнал, и будет продолжать вычислять среднеарифметическое значение двух оставшихся сигналов.

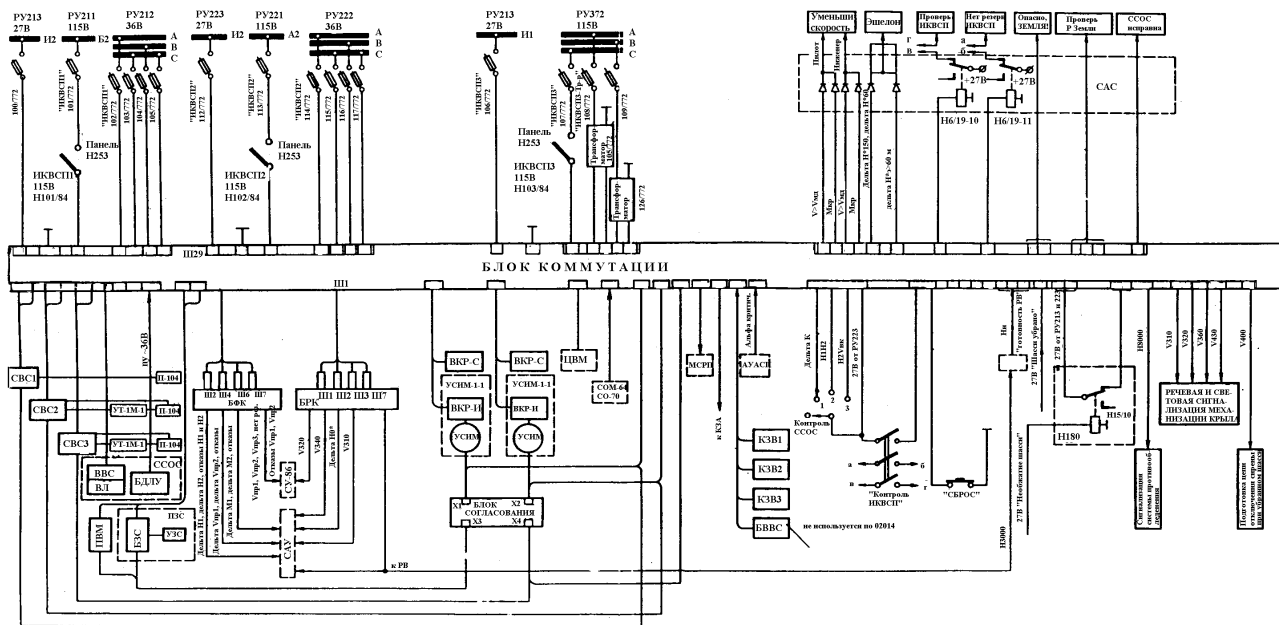


Рис.13. Структурная схема ИКВСП

Текущие (за исключением $V_{пр}$) и заданные параметры ИКВСП не кворумируются.

Разовые команды формируются в БРК и ВКРС пороговыми устройствами. В момент, когда параметры H , $V_{пр}$, M будут иметь определенную величину в БРК, и ВКРС вырабатывается сигнал постоянного тока "+27В". Эти сигналы используются в различных системах самолета (САУ, АСУУ, МСРП, РВ, системах противообледенения, управления механизацией, сигнализации шасси).

В ИКВСП имеется система контроля достоверности величин вычисляемых параметров. Система контроля выявляет неисправные подканалы и информирует об этом экипаж и системы, использующие высотно-скоростные параметры, вырабатывая сигнал отказа подканала и канала в целом.

Система контроля определяет отказавший подканал или канал двумя ме-

тодами.

В каналах, где производится кворумирование сигналов, сравнивается сигнал каждого подканала с кворумированным сигналом. Если разница между сигналом одного из подканалов и кворумированным сигналом превысит пороговое значение, то вырабатывается сигнал отказа соответствующего подканала, который индицируется для экипажа и исключает возможность использования сигнала отказавшего подканала в системах самолета.

Отказавший подканал из системы контроля исключается. Если разница между сигналом одного из двух оставшихся исправных подканалов и кворумированным сигналом превысит пороговое значение, то система контроля вырабатывает сигнал отказа обоих оставшихся подканалов, хотя один из них может быть исправным. Оба сигнала отказа поступают в системы самолета, в которых используется отказавший параметр, при этом в этих системах использование отказавшего параметра исключается.

В каналах, где сигналы не кворумируются производится сравнение сигналов подканалов между собой. Если сигнал одного подканала будет отличаться от равных между собой сигналов двух других подканалов, то система контроля вырабатывает сигнал отказа соответствующего подканала, который индицируется на указателе отказавшего подканала. При этом отказавший подканал не используется и исключается из системы контроля. Сигналы оставшихся двух подканалов продолжают сравниваться между собой. Если разница между ними превысит пороговое значение, то вырабатывается сигнал отказа обоих оставшихся подканалов, хотя один из них может быть исправным. Сигналы отказа обоих подканалов индицируются на соответствующих указателях.

Сигналы отказа подканалов всех каналов, кроме того, поступают на блок логики в БФК. При отказе одного подканала в любом канале блок логики вырабатывает сигнал об отсутствии резерва в канале с отказавшим одним подканалом. При отказе двух (трех) подканалов в любом канале блок логики вырабатывает сигнал отказа этого канала.

ПРИМЕЧАНИЕ: В каналах $V_{\text{мд}}$, $V_{\text{зад}}$ при отказе одного подканала вырабатывается сигнал отказа для двух подканалов.

Блок логики реагирует только на первые отказы в каком-либо канале и не реагирует на повторные отказы до тех пор, пока не будут сняты сигналы о первых отказах. Чтобы погасить табло "НЕТ РЕЗ. ИКВСП" и "ПРОВЕРЬ ИКВСП", устраните отказ и нажмите кнопку "СБРОС ИКВСП" на приборной доске бортинженера.

ИКВСП имеет встроенный контроль, который включается при нажатии нажимного переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" на приборной доске бортинженера. При этом контролируется работоспособность СВС, БФК, БРК и ВКРС. Если СВС, БФК, БРК и ВКРС исправны, то указатели СВС и указатели УТ-1М-1ПБ индицируют эталонные значения $N_{\text{отн}}$, $V_{\text{ист}}$ и $T_{\text{н}}$. На приборных досках пилотов и бортинженера мигают табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ" и "ЭШЕЛОН", на передней панели БРК загорается лампа "БРК ГОТОВ", на передней панели БФК загораются все лампы. При отпускании переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" указатели СВС и указатели УТ индицируют исходные

значения $V_{ист}$ и T_n , гаснут табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ" и "ЭШЕЛОН", на БФК гаснут все лампы, кроме лампы "ИСПРАВЕН", на БРК горит лампа "БРК ГОТОВ". Лампы "ИСПРАВЕН" на БФК гаснут.

Во время взлета самолета при снятии обжатия шасси; лампа "БРК ГОТОВ" на БРК горит до тех пор, пока не будет выключено питание ИКВСП. При нажатии на рукоятку переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" могут загореться табло "НЕТ РЕЗ. ИКВСП" (табло к блоку логики подключается только при нажатии рукоятки переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП")

Для того, чтобы погасить табло, следует при нажатой рукоятке переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" нажать кнопку "СБРОС ИКВСП" на приборной доске бортинженера. При наличии отказа в каком-либо канале ИКВСП табло "НЕТ РЕЗ. ИКВСП" и "ПРОВЕРЬ ИКВСП" не погаснут (рис. 14).

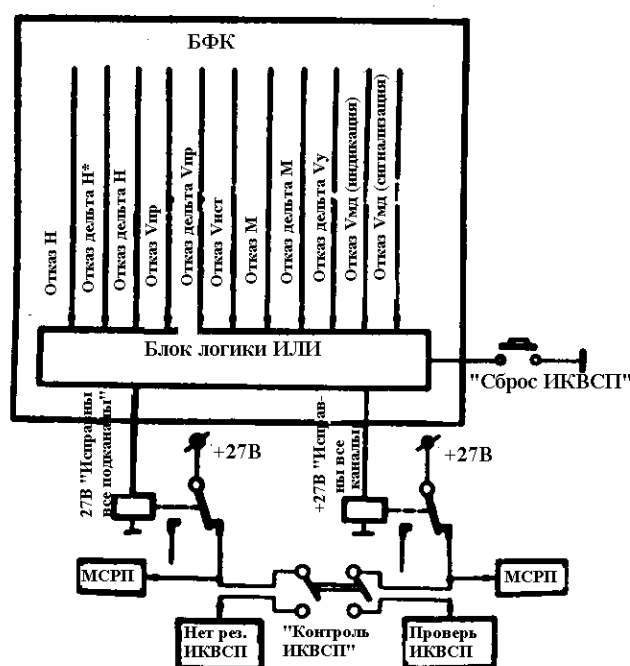


Рис.14. Схема интегральной сигнализации об отказах ИКВСП

При проверках комплекса рукоятка переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" может удерживаться отклоненной вправо или влево от нейтрального положения; для исключения возможности произвольного нажатия рукоятка фиксируется в нейтральном положении предохранительным колпачком.

Блоки БФК, БРК и БС имеют автономный встроенный контроль, используемый для определения отказавшего блока.

Высотно-скоростные параметры, измеряемые и вычисляемые ИКВСП (рис. 15-25). Высотно-скоростные параметры, измеряемые и вычисляемые ИКВСП, приведены в табл.3.

Таблица 3. Высотно-скоростные параметры

| Параметр | Обозначение | Датчик | Кол-во подканалов | Индикатор | Потребитель |
|--|-----------------|----------------------------------|-------------------|--|---|
| Скорость приборная | $V_{пр}$ | БВП(СВС) УСИМ | 3 2 | Счетчик УЗС УСИМ | САУ, АСУУ, ВКРС, БФК и БРК |
| Скорость воздушная истинная | $V_{ист}$ | УМС(СВС) | 3 | УМС | ЦВМ, БФК |
| Высота абсолютная | $H_{абс}$ | УВ(СВС) БВП(СВС) | 3 | | ВКРС, СО-70, БС, БФК и БРК, ВКРИ |
| Для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж. Высота абсолютная | $H_{абс}$ | УВ(СВС) БВП(СВС) УВ-Ф(СВС) | 2 2 1 | | ВКРС, СО-70, БС, БФК и БРК, ВКРИ |
| Высота относительная | $H_{отн}$ | УВ(СВС) ВМ | 3 | УВ, ВМ | ЦВМ, МСРП, СОМ-64 |
| Для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж. Высота относительная | $H_{отн}$ | УВ(СВС) ВМ УВ-Ф(СВС) | 2 2 1 | УВ, ВМ УВ-Ф | ЦВМ, МСРП, СОМ-64 |
| Число М | М | УМС | 3 | УМС, УСИМ | ЦВМ, МСРП, БФК и БРК, ВКРИ и УСИМ |
| Отклонение от заданной приборной скорости | $\Delta V_{пр}$ | БС | 3 | УСИМ (дуга на шкале между стрелкой “ $V_{пр}$ ” и индексом “ $V_{зад}$ ”) | САУ, БЗС-1, УЗС |
| Отклонение от заданной высоты | ΔH | КЗВ | 3 | | САУ |
| Отклонение от высоты заданного эшелона | ΔH^* | БС | 3 | | БРК, БФК |
| Скорость максимально допустимая приборная | $V_{мд}$ | ВКРИ | 2 | УСИМ | УСИМ, БФК |
| Отклонение от заданного значения числа М | ΔM | УМС(СВС) | 3 | | БФК, САУ |
| Скорость вертикальная | V_y | ВР-30 ВР-75 | 3 1 | ВР-30, ВР-75 | |

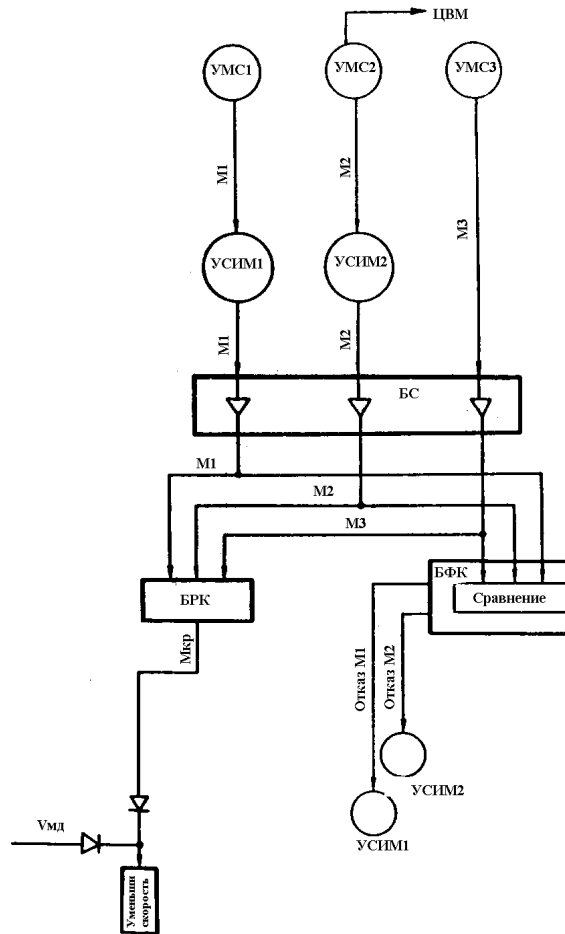


Рис.15. Структурная схема канала числа М

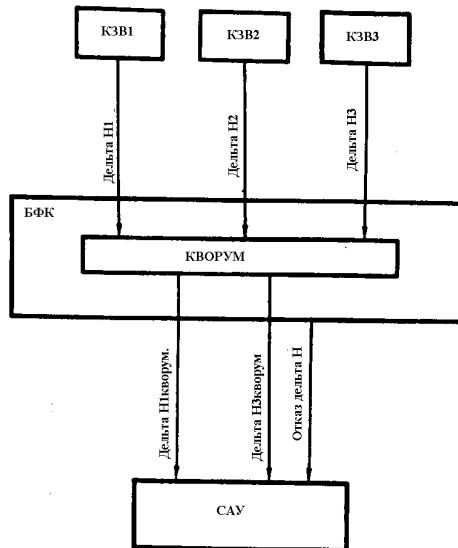


Рис.16. Структурная схема канала $\Delta Н$

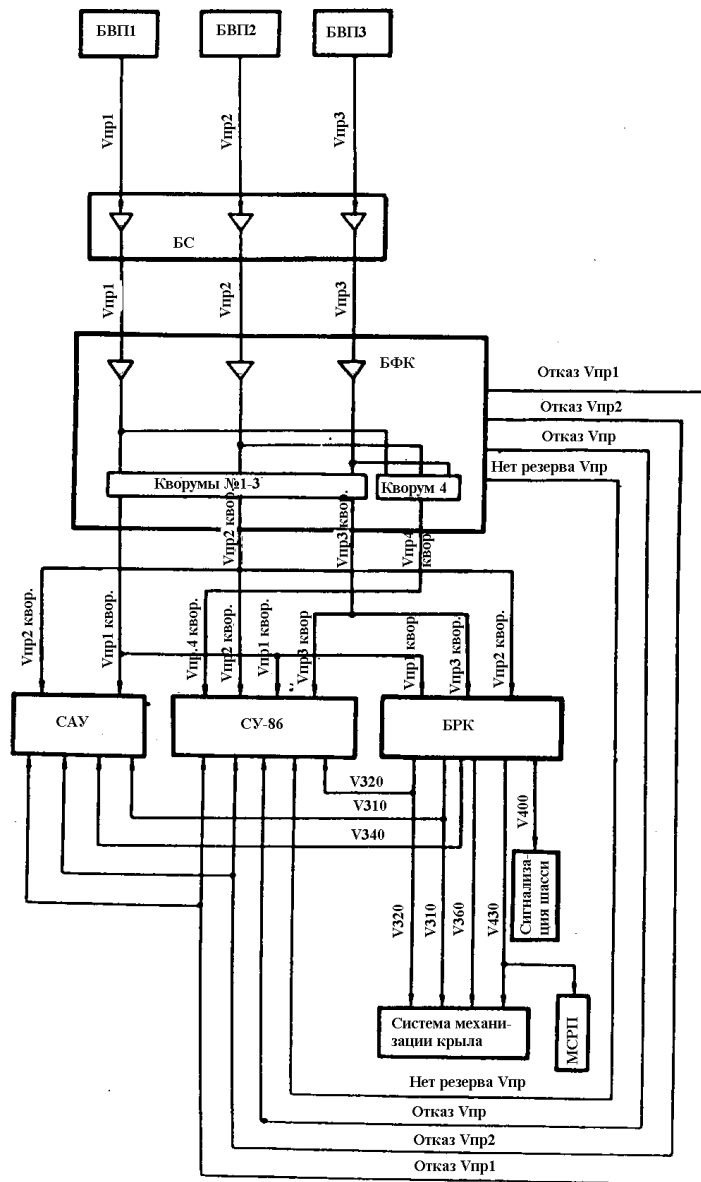


Рис.17. Структурная схема канала приборной скорости

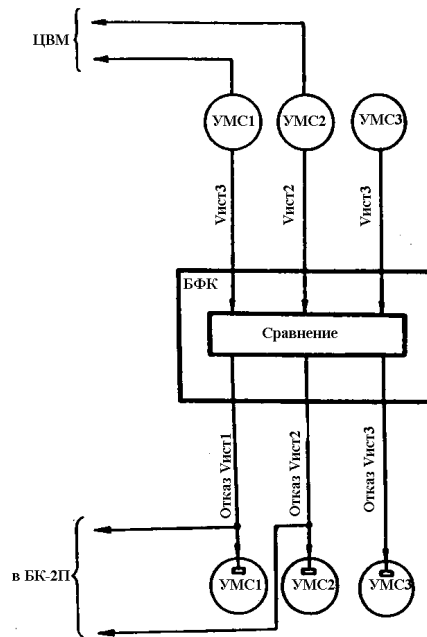


Рис.18. Структурная схема канала истинной скорости

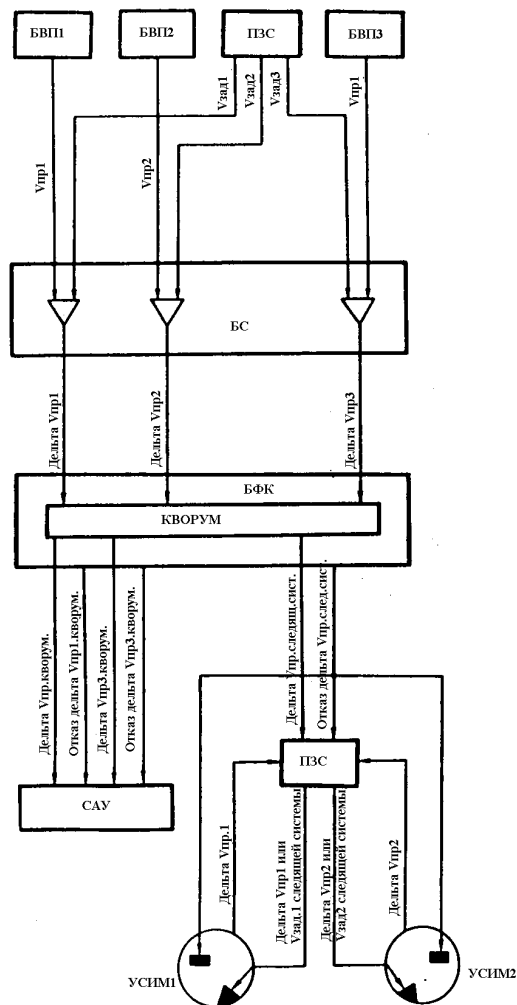


Рис.19. Структурная схема канала отклонения от приборной скорости

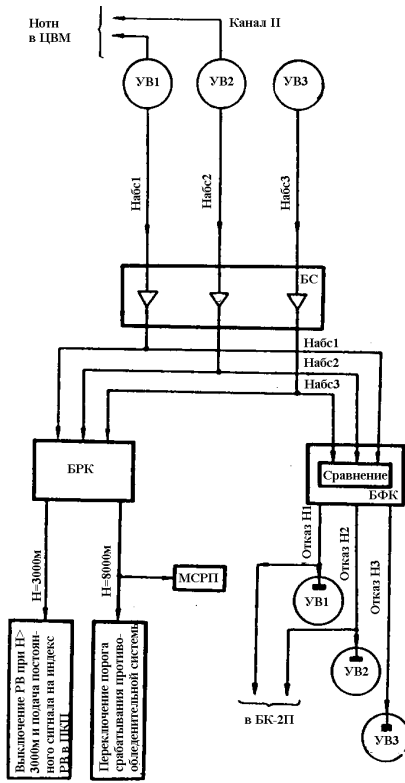


Рис.20. Структурная схема канала высоты

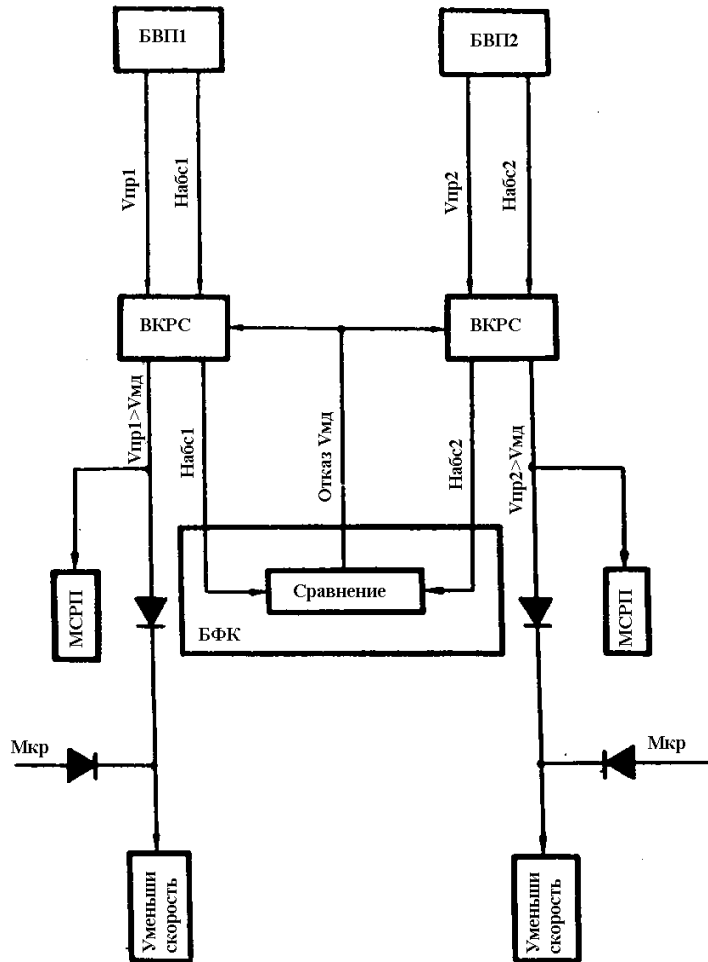


Рис.21. Структурная схема канала сигнализации максимально допустимой скорости

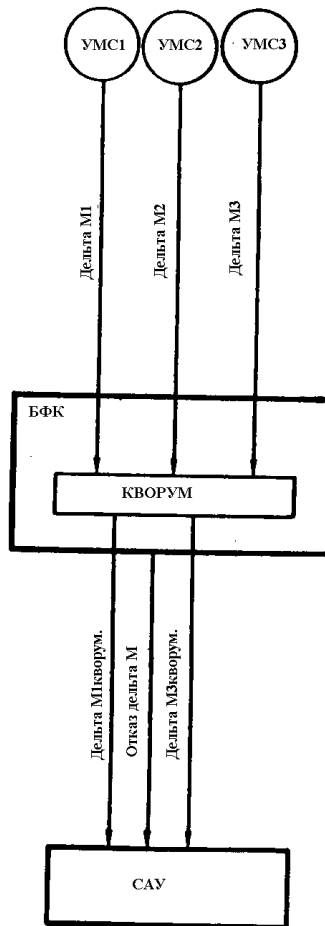


Рис.22. Структурная схема канала отклонения от заданного числа М

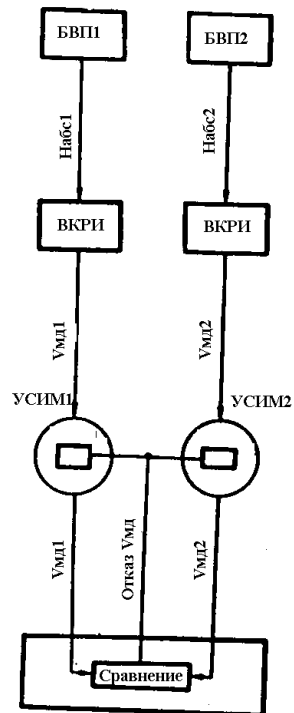


Рис.23. Структурная схема канала индикации максимально допустимой скорости

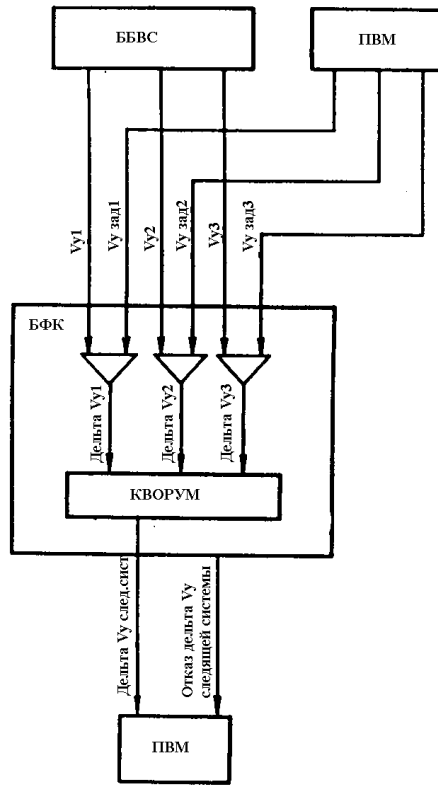


Рис.24. Структурная схема канала отклонения от заданной вертикальной скорости

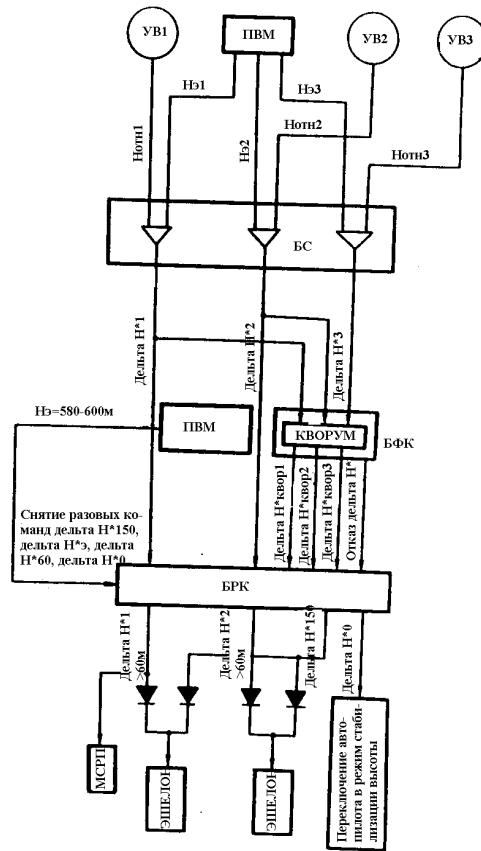


Рис.25. Структурная схема канала отклонения от заданного эшелона

Блок формирования и контроля (БФК) (рис.26) предназначен для формирования управляющих команд ΔH , $\Delta V_{пр}$, ΔM , ΔH^* и обеспечения контроля достоверности информации о высотно-скоростных параметрах, выдаваемой экипажу и системам самолета всеми каналами ИКВСП.

БФК состоит из четырех устройств формирования и контроля (УФК), установленных на общей раме. Размещен блок в техническом отсеке за кабиной экипажа между шпангоутами №9 и №10, на этажерке левого борта.

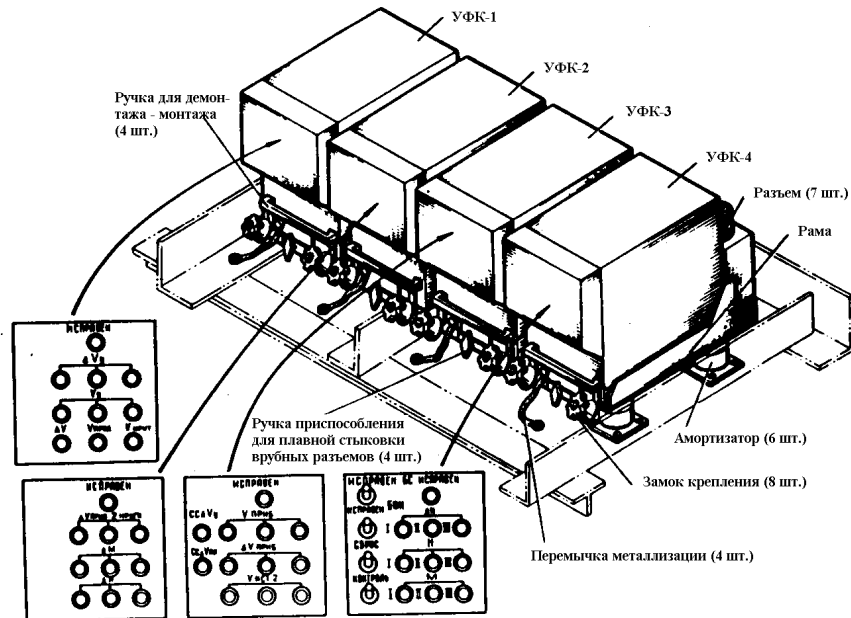


Рис.26. Блок формирования и контроля

БФК получает сигналы, пропорциональные высотно-скоростным параметрам, от датчиков этих сигналов непосредственно, а также через блок согласования (БС). В БФК производится усиление и преобразование этих сигналов.

Для обеспечения достоверности и надежности сигналы $\Delta V_{пр}$, V_y , $V_{пр}$, ΔM , ΔH , ΔH^* поступают на кворум-элементы, на выходе которых вырабатывается сигнал, пропорциональный среднеарифметическому значению сигналов, поступающих от трех (независимых) датчиков канала. При отказе одного датчика из трех достоверность сигнала на выходе кворум-элемента сохраняется, так как в этом случае вырабатывается сигнал, пропорциональный среднеарифметическому значению сигналов двух исправных датчиков.

БФК осуществляет контроль исправности параметров ИКВСП. Контролируется исправность подканалов внутри каждого канала, при этом в БФК вырабатывается сигнал отказа (снимается сигнал исправности). При отказе двух подканалов внутри одного канала в БФК вырабатывается сигнал отказа всего канала. Кроме того, в БФК вырабатываются интегральные сигналы для табло сигнализации "НЕТ РЕЗ ИКВСП" при отказе одного подканала и "ПРОВЕРЬ ИКВСП" при отказе двух (трех) подканалов. Сигнализация включается нажатием на рукоятку переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП".

При нажатии переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" на передних панелях устройств БФК загораются все лампы. Если какая-либо лампа не горит, это

означает, что соответствующий канал (подканал) неисправен (или система контроля выработала ложный отказ). Одновременно при отказе загораются табло "НЕТ РЕЗ ИКВСП" или "ПРОВЕРЬ ИКВСП" и появляются бленкеры на передних панелях указателей УВ, (УВ-Ф), УМС и УСИМ. Для снятия ложного отказа нажмите кнопку "СБРОС ИКВСП" на приборной доске бортинженера.

Если отказ не ложный, то замените неисправное устройство БФК. При освобождении рукоятки переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" на приборных панелях УФК остаются гореть только лампы "ИСПРАВЕН" (гаснут во время снятия обжатия шасси при взлете), табло "ПРОВЕРЬ ИКВСП" и "НЕТ РЕЗ ИКВСП" отключаются от блока логики и не горят даже при наличии отказа в подканалах.

БФК производит также автономный контроль исправности своих устройств в блоке согласования (БС). При нажатии кнопок "ИСПРАВЕН БС", "ИСПРАВЕН БФК" и "КОНТРОЛЬ" контролируется соответственно БС, БФК и сигнализаторы напряжения (СН). Контроль производится по лампам на передних панелях устройств БФК. В полете БФК непрерывно формирует сигналы высотно-скоростных параметров и контролирует их достоверность.

На передних панелях УФК размещены лампы, сигнализирующие об исправности каналов и подканалов, кнопки проверки исправности БФК и БС на УФК-4, а также ручки для демонтажа (монтажа) устройств и винты крепления перемычек металлизации. Каждое УФК имеет приспособление для плавной стыковки врубных разъемов. Для того чтобы выполнить плавную стыковку разъемов, поверните ромбовидную ручку

На задней стенке каждого устройства имеется врубной разъем для электрического соединения с рамой. Рама имеет штепсельные разъемы для подключения БФК к бортовой сети.

Блок разовых команд. (БРК) (рис. 27) предназначен для формирования и выдачи сигналов (команд) при достижении самолетами заданных значений высоты, скорости, числа М, а также заданных значений отклонений от высоты заданного эшелона.

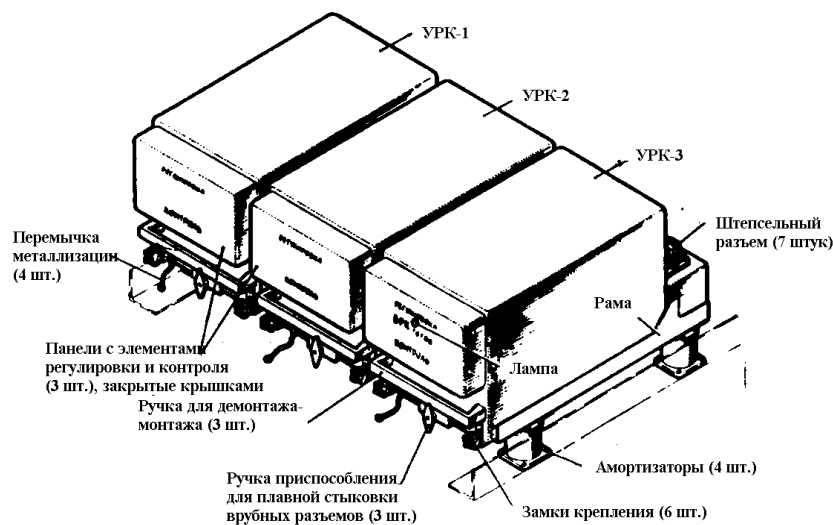


Рис.27. Блок разовых команд

Блок состоит из трех устройств разовых команд (УРК), установленных на общей раме. Блок размещен в техническом отсеке за кабиной эшелона между шпангоутами №9, №10 на этажерке левого борта.

Блок разовых команд получает сигналы, пропорциональные текущим значениям высотно-скоростных параметров. Эти сигналы сравниваются с заданными значениями. Когда текущее значение сигнала достигнет заданного значения, блок вырабатывает разовый сигнал. Разовые команды, используемые на самолете, перечислены в табл. 4.

При включении питания блок разовых команд через 5 мин готов к работе. При нажатии переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" на передней панели "УРК-3" загорается лампа "БРК ГОТОВ" (если все элементы БРК исправны). Лампа "БРК ГОТОВ" гаснет после выключения электропитания ИКВСП.

В полете (или во время проверок на земле) БРК выдает разовые сигналы, когда текущие значения высотно-скоростных параметров достигнут заданного значения.

Таблица 4. Разовые команды, используемые на самолете

| Разовая команда | Условие задачи | Использование |
|--------------------|--|---|
| ΔH^*_0 | Включен режим выхода на заданный эшелон и достигнута высота заданного эшелона. Включен канал тангажа автопилота САУ. | Канал тангажа автопилота переключается в режим стабилизации высоты. На пульте режимов САУ загорается лампа "ВЫС" |
| ΔH^*_{150} | До высоты заданного эшелона осталось 150м или самолет отклонился от высоты заданного эшелона на 60м и более | Загорается табло "ЭШЕЛОН" Примечание: При установке на пульте ПВМ-1М минимальной высоты эшелона (580-600м) разовая команда не выдается и табло "ЭШЕЛОН" на приборной доске не загорается |
| ΔH^*_{60} | До высоты заданного эшелона осталось 60м | Гаснет табло "ЭШЕЛОН", которое загорелось на 150м до выхода на заданный эшелон |
| $\Delta H^*_{>60}$ | Автопилот работает в режиме стабилизации высоты; самолет отклонился от заданной высоты на 60м и более | Загорается и мигает табло "ЭШЕЛОН", гаснет, если отклонение от заданной высоты станет меньше 60м. Примечание: При установке на пульте ПВМ-1М минимальной высоты эшелона (580-600м) разовая команда не выдается и табло "ЭШЕЛОН" на приборной доске пилотов не загорается |
| $M_{кр}$ | Достигнуто предельное значение числа М (0,88) | Загорается табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ" |
| H_{3000} | В режиме набора достигнута высота 3000м | Автоматически выключаются радиовысотомеры |
| H_{8000} | В режиме набора достигнута высота 8000м | Автоматически изменяется порог срабатывания противообледенительной системы |

| | | |
|------------------|--|--|
| V ₃₁₀ | Достигнуты соответствующие значения приборной скорости | Включается речевая и световая сигнализация, если угол выпуска закрылков не соответствует скорости полета самолета |
| V ₃₂₀ | | |
| V ₃₆₀ | | |
| V ₄₃₀ | | |
| V ₃₁₀ | Достигнуты соответствующие значения приборной скорости | Переводится АТ в режим "Стабилизация скорости" при автоматическом уходе на второй круг в зависимости от угла выпуска закрылков |
| V ₃₄₀ | | |
| V ₄₀₀ | Достигнуты соответствующие значения приборной скорости | Дается разрешение на включение sireны во время захода на посадку с убраннным шасси |

На передних панелях устройств размещены элементы регулировки и штепсельный разъем для контроля, закрытые крышками с надписями "Регулировка", "Контроль". Кроме того, на передней панели УРК-3 вмонтирована лампа "БРК ГОТОВ" для сигнализации об исправности БРК. Предусмотрены ручки для удобства демонтажа (монтажа) и приспособление с ручкой ромбовидной формы для плавной стыковки и расстыковки врубных разъемов устройства. На передних панелях УРК имеется клемма для подключения перемычек металлизации.

На задней стенке каждого устройства установлены два разъема врубного типа для электрического соединения с рамой, на крышке рамы – разъемы для подсоединения к бортовой сети.

Блок согласования (БС) (рис. 28) предназначен для согласования выходных цепей датчиков высотно-скоростных параметров с входными цепями потребителей этих параметров. Кроме того, БС вырабатывает сигналы, пропорциональные отклонениям параметров от заданных значений (управляющие сигналы) $V_{пр}$, ΔH^* . БС формирует опорные питающие напряжения, которые используются для питания измерительных потенциометров. В БС вырабатывается сигнал "+27В", если на указателях высоты УВ (СВС) неправильно установлено давление 760 мм рт.ст. В БС вырабатывается сигнал "+27В", если хотя бы в одном из указателей высоты УВ и УВ-Ф (СВС) неправильно установлены давления 760 мм.рт.ст. и 1013,2 мбар соответственно.

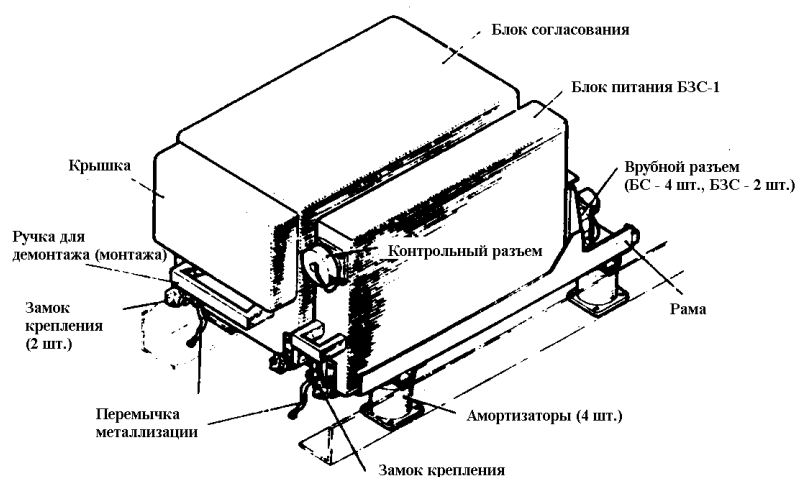


Рис.28. Блок согласования и блок питания БЗС-1

Блок установлен совместно с блоком задатчика скорости БЗС-1 на раме с амортизаторами и фиксируется двумя фасонными гайками с неподвижными осями. Размещен блок под кабиной экипажа с правого борта (шпангоут № 6) на этажерке.

БС согласует выходные сопротивления датчиков и входные сопротивления потребителей в каналах Н и М. Согласование осуществляется с помощью усилителей постоянного тока.

Получая информацию о текущих и заданных значениях $V_{пр}$ и Н, блок согласования вычисляет управляющие сигналы " ΔV " и " ΔH^* " и выдает их потребителям (САУ), а также в БФК для обеспечения контроля достоверности этих сигналов.

БС контролируют правильность установки давления на указателях высоты (УВ) системы СВС. Если хотя бы на одном высотомере УВ не установлено давление 760 мм рт.ст., то БС вырабатывает сигнал "+27В", который поступает на табло "ПРОВЕРЬ Р ЗЕМЛИ" (рис.29). Сигнал "+27В" не вырабатывается, если на всех трех УВ установлено давление 760 мм рт.ст., или, наоборот, на всех трех УВ не установлено давление 760 мм.рт.ст. Контроль исправности блока осуществляется от БФК и включается кнопкой "ИСПРАВЕН БС", размещенной на передней панели БФК-4.

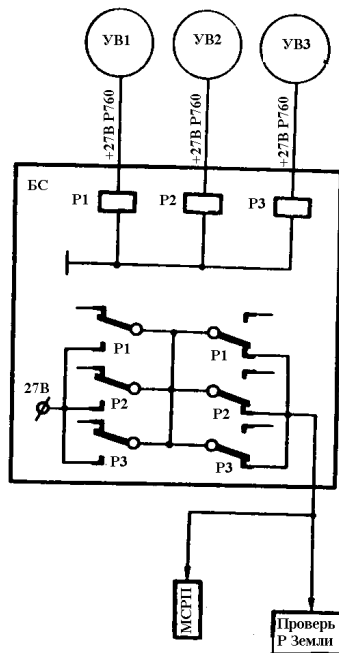


Рис.29. Электрическая схема сигнализации выставки давления на УВ

Для самолетов, изготовленных в варианте для полетов за рубеж БС контролирует правильность давления на указателях высоты УВ и УВ-Ф системы СВС. Если хотя бы на одном указателе высоты УВ или УВ-Ф не установлено давление 760 мм рт.ст. и 1013,2 мбар, то БС вырабатывает сигнал “+27В”, который поступает в табло “ПРОВЕРЬ Р ЗЕМЛИ” и выключает его (рис. 29). Сигнал “+27В” не вырабатывается, если на двух УВ и УВ-Ф не установлено давление 760 мм.рт.ст. и 1013,2 мбар, или, наоборот, на двух УВ и УВ-Ф не установлено давление 760 мм.рт.ст. 1013,2 мбар. Контроль исправности блока осуществляется от БФК и включается кнопкой “ИСПРАВЕН БС”, размещенной на передней панели УФК-4.

При включении питания не позднее чем через 5 мин блок начинает функционировать. Если блок исправен, то при нажатии кнопки “ИСПРАВЕН БС” загорится лампа на передних панелях устройства БФК.

БС представляет собой металлический каркас, внутри которого размещены печатные платы. На передней панели блока расположены трансформаторы питания, закрытые крышкой, клемма для соединения с перемычкой металлизации и ручка для демонтажа (монтажа) блока. На задней панели блока размещены четыре разъема врубного типа, ответные части разъемов крепятся к раме.

Коммутационный блок (КБ) (рис. 30) представляет собой соединительную коробку, он электрически объединяет системы в блоки ИКВСП в единое целое. Блок размещен в техническом отсеке за кабиной экипажа, между шпангоутами №9 и 10, на этажерке левого борта.

Блок заключен в металлическую коробку, закрытую сверху и снизу крышками. Блок имеет 26 разъема типа 2РМДТ и две футорки, из которых выходят жгуты с восемью разъемами. На торцах блока установлены четыре

угольника для крепления его к каркасу самолета.

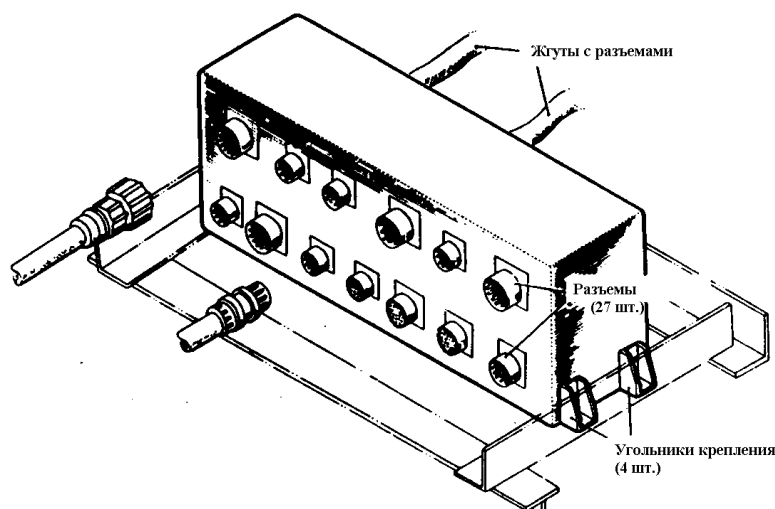


Рис.30. Коммутационный блок

Пульт-задатчик скорости (ПЗС) (рис. 31) обеспечивает включение автомата тяги и автопилота в режим стабилизации скорости и числа М. При включенном автомате тяги пульт обеспечивает управление скоростью полета.

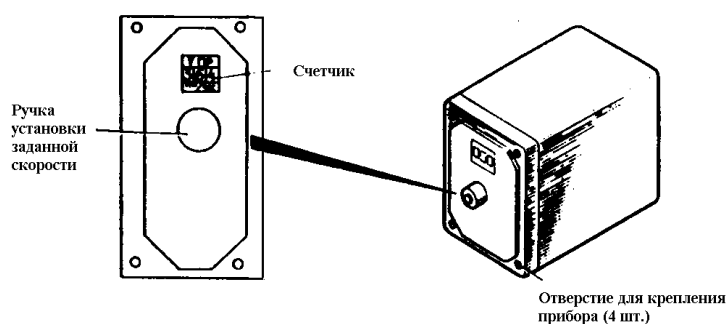


Рис.31. Указатель задатчика скорости УЗС-1

УЗС-1 и блок питания БЗС-1. Указатель размещен над приборной доской пилотов, блок питания - под кабиной экипажа и правом борту (шпангоут №6) на одной раме с БС (рис. 28).

ПЗС вырабатывает три независимых сигнала, пропорциональных заданной приборной скорости, которые поступают в БС, где сравниваются с тремя сигналами, пропорциональными текущей приборной скорости самолета, поступившими от трёх БВП (СВС).

Три сигнала $\Delta V = V_{пр} - V_{пр.зад}$ поступают в БФК на кворум-элемент. Кворумированный сигнал $\Delta V_{пр}$ подается в САУ и на вход следящей системы ПЗС ($\Delta V_{пр.сс}$). Если в САУ не включен режим стабилизации скорости, то следящая система ПЗС изменяет значение $V_{пр.зад}$ так, чтобы сигнал $\Delta V_{пр}$ стал равным нулю, при этом на счетчике УЗС индицируется текущее значение приборной скорости полета.

В режиме стабилизации скорости следящая система выключается, при этом сигнал, пропорциональный $\Delta V_{пр}$, поступает только в САУ, величина $\Delta V_{пр}$,

устраняется в этом случае путем стабилизации скорости самолета с помощью автопилота или автомата тяги.

Величина $\Delta V_{\text{пр.сс.}}$ контролируется в БФК. Если она превысит пороговое значение, то вырабатывается сигнал отказа $\Delta V_{\text{пр.сс.}}$, при этом исключается возможность включения автопилота или автомата тяги в режим стабилизации скорости, и на обоих УСИМ появляется бленкер " $V_{\text{зад}}$ ".

Если включен режим скорости, то контроль за величиной $\Delta V_{\text{пр.сс.}}$ не производится.

Пульт-задатчик скорости обеспечивает включение автопилота и автомата тяги в режим стабилизации числа М. Этот режим включается на пульте режимов САУ, при этом в ПЗС вырабатывается сигнал "+27В", который включает устройство для измерения ΔM , размещенное в УМС. Используются два УМС (командира корабля и второго пилота) по числу каналов САУ.

В полете, когда не включен режим стабилизации скорости, счетчик пульта индицирует кворумированное значение текущей приборной скорости $V_{\text{пр.}}$. При включении режима стабилизация скорости счетчик индицирует заданную приборную скорость $V_{\text{пр.зад.}}$. Причем, заданной становится скорость, которую имел самолет в момент включения режима. Изменять $V_{\text{пр.зад.}}$ можно, вращая ручку пульта, только при включенном автомате тяги.

Указатель задатчика скорости УЗС-1 представляет собой электрический прибор. На его передней панели размещены трехразрядный счетчик, указывающий приборную скорость полета (текущую и заданную), и ручка установки заданной приборной скорости. Указатель установлен над приборной доской пилотов и крепится четырьмя винтами. На задней панели указателя имеются два штепсельных разъема для подсоединения указателя к бортовой сети.

Блок питания БЗС-1 установлен на амортизационной раме вместе с блоком согласования БС. На передней панели размещен контрольный разъем с заглушкой, ручка для удобства снятия, установки и переноса блока и клемма для подсоединения переключки металлизации. На задней панели размещены два врубных разъема, которые стыкуются при монтаже блока с ответными частями разъемов, закрепленных на раме.

Блок фиксируется на рамке с помощью накидной фигурной гайки с поворотной осью.

Пульт вертикального маневра (ПВМ) (рис.32) является задатчиком высоты заданного эшелона и заданной вертикальной скорости в условиях автоматического управления налетом (включен автопилот). Пульт обеспечивает включение автопилота в режим выхода на заданный эшелон и в режим стабилизации вертикальной скорости.

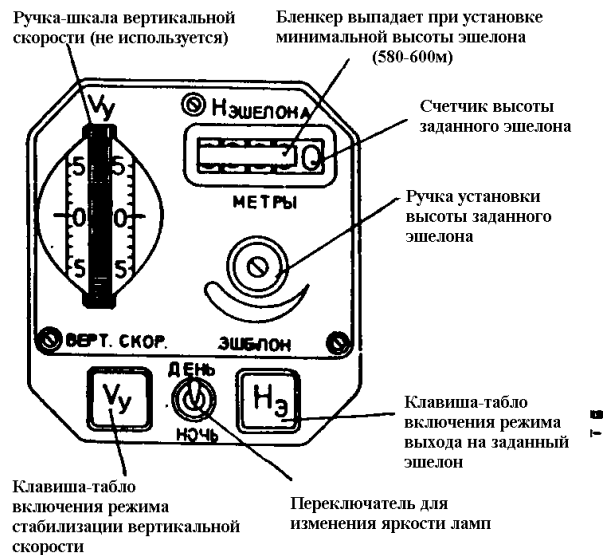


Рис.32. Пульт вертикального маневра ПВМ-1М

ПРИМЕЧАНИЕ: На самолете режим стабилизации вертикальной скорости не используется. Пульт размещен в кабине экипажа над центральной частью приборной доски пилотов.

Пульт состоит из двух самостоятельных узлов: задатчика высоты эшелона и узла вертикальной скорости. Задатчик высоты эшелона вырабатывает сигнал, который поступает в БС, где вычисляется сигнал $\Delta H^* = H - H_3$. Высота эшелона задается ручкой, которая механически связана со счетчиком и потенциометрами, с которых снимается сигнал H . (При вращении ручки может быть установлена высота заданного эшелона в диапазоне от 600 до 12100 м (контроль ввода высоты по счётчику)).

При установке минимальной высоты (580-600м) на счетчике "H_{ЭШЕЛОНА}" выпадает бленкер (перечеркивающая линия). Узел вертикальной скорости на самолете не используется.

ПВМ используется для задания высоты заданного эшелона, контроля выхода на заданный эшелон, контроля выдерживания высоты заданного эшелона и включения режима "Выход на заданный эшелон" (автоматического перевода самолета с включенным автопилотом в горизонтальный полет при достижении высоты заданного эшелона).

При установке на ПВМ высоты заданного эшелона H в БС непрерывно вычисляется величина $\Delta H^* = H - H_3$ (рис. 31), затем в БФК вырабатывается $\Delta H^*_{\text{КВОР}}$.

Когда $\Delta H^*_{\text{КВОР}}$ уменьшится до величины $\Delta H^*_{\text{КВОР}} = < 150\text{м}$, в БРК вырабатывается сигнал "+27В", который включает табло "ЭШЕЛОН" на приборной доске пилотов.

При $\Delta H^*_{\text{КВОР}} = < 60\text{ м}$ табло «ЭШЕЛОН» гаснет. При отклонении самолета от H_3 на 60 м и более снова загорается табло «ЭШЕЛОН», сигнализируя об отклонении от высоты заданного эшелона на величину, превышающую допуск. При возвращении самолета в зону 60 м относительно H_3 табло "ЭШЕЛОН" гас-

нет.

Для включения режима "Выход на заданный эшелон" необходимо, чтобы был включен канал тангажа автопилота. Режим включается нажатием клавиши "Н_э", при этом загорается ее подсвет. В БФК непрерывно вычисляется величина $H^* = H - H_{э.зад}$. Когда самолет выйдет на заданный эшелон, автопилот автоматически переключается в режим "Стабилизация высоты" и переводит самолет в горизонтальный полет, подсвет клавиш "Н_э" выключается. При отклонении самолета от Н_э на 60 м и более также загорается табло "ЭШЕЛОН", но в проблесковом режиме. Табло гаснет при возвращении самолета в зону 60 м относительно Н_э.

В случае установки па пульте ПВМ-1М минимальной высоты эшелона (580-600 м) разовые команды ΔH^*_{150} , $\Delta H^*_{э}$, ΔH^*_{60} , и ΔH^*_0 не выдаются, табло "ЭШЕЛОН" не загорается.

Пульт заключен в металлическую коробку, которая крепится четырьмя винтами к панели самолета. На передней панели пульта размещены четырехразрядный счетчик высоты заданного эшелона "Н эшелон", ручка установки высоты заданного эшелона "Эшелон", ручка-шкала "Верт. скор", две клавиши-табло "Н_э" и "V_y" и переключатель "ДЕНЬ-НОЧЬ". Последний, четвертый разряд счетчика оцифрован от 0 до 90 м через 10 м. С помощью клавишей - табло "Н_э" и "V_y" включаются режимы "выход на заданный эшелон" и "стабилизация вертикальной скорости" (последний режим на самолете не используется). Переключатель "ДЕНЬ-НОЧЬ" предназначен для изменения яркости ламп табло "Н_э" и "V_y". В положении "ДЕНЬ" яркость ламп табло больше. Для подключения к бортовой цепи пульт имеет четыре штепсельных разъема, попарно задублированных.

Указатель скорости и числа М (УСИМ) (рис.33) предназначен для измерения и индикации:

- приборной скорости $V_{пр}$;
- максимально допустимой приборной скорости $V_{мд}$;
- числа М;
- заданной приборной скорости $V_{зад}$;
- отказов каналов $V_{мд}$, $V_{зад}$ и числа М;
- максимально допустимой скорости экстренного снижения;
- инструктивных приборных скоростей.

УСИМ работает совместно с вычислителем критических режимов канала индикации ВКРИ-1.

На самолете установлены два прибора. Основные технические данные.

| | |
|------------------------------|-----------------|
| Диапазон измерения $V_{пр}$ | 80-800 км/ч. |
| Диапазон индикации $V_{мд}$ | 350 - 800 км/ч. |
| Диапазон индикации $V_{зад}$ | 150-800 км/ч. |

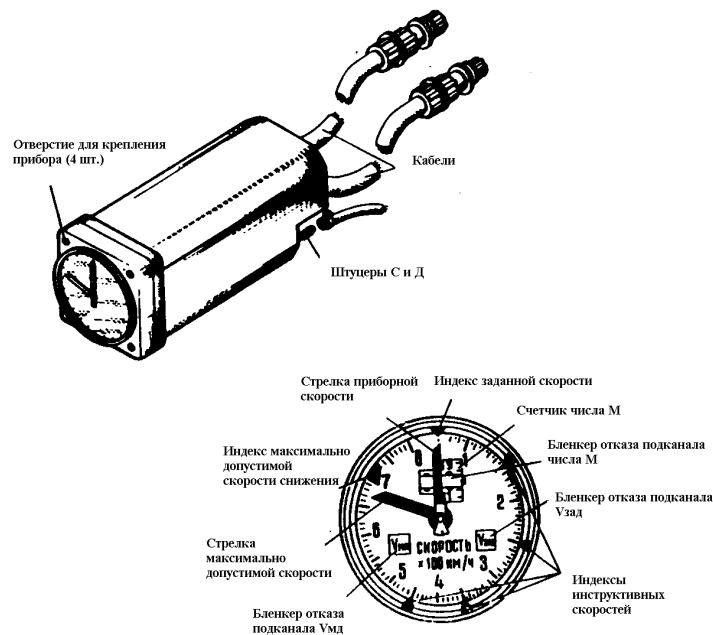


Рис.33. Указатель скорости и числа М

УСИМ является электромеханическим прибором, индицирующим параметры $V_{пр}$, $V_{МД}$, M , $V_{ЗАД}$, V_{max} , $V_{ИНСТР}$, кроме того, прибор сигнализирует об отказах каналов M , $V_{ЗАД}$, и $V_{МД}$.

Приборная скорость полета измеряется механической частью прибора, и индицируется стрелкой по шкале с тарировкой в км/ч. Каждая стрелка УСИМ тарируется индивидуально.

Максимально допустимая скорость вычисляется в ВКРИ в зависимости от высоты полета. Величина $V_{МД}$ передается в УСИМ, где индицируется стрелкой с желтыми и черными полосами ("зебра").

Заданная скорость формируется в ПЗС и индицируется на УСИМ подвижным индексом. Если не включен режим стабилизации скорости, то подвижный индекс "следит" за стрелкой приборной скорости.

Число M индицируется трехразрядным счетчиком. Сигнал, пропорциональный числу M , на УСИМ подается от УМС (СВС). Этот сигнал с помощью следящей цели системы передается на мотор, который перемещает барабаны счетчика в положение, при котором имитируется то же значение числа M , что и на УМС. Левый УСИМ связан с первым комплектом СВС, правый УСИМ - со вторым комплектом. При отказе подканала числа M на счетчике соответствующего УСИМ появляется перечеркивающая черта.

Значения $V_{МАХ}$ и $V_{ИНСТР}$ индицируются индексами, которые устанавливаются вручную. При включении питания стрелка " $V_{МД}$ " устанавливается на шкале против деления 670 ± 5 км/ч индекс заданной скорости устанавливается против стрелки приборной скорости. На счетчике числа M индицируется 0,1-0,2.

При движении самолета относительно воздушной массы в УСИМ измеряется скоростной напор воздуха. Измерение производится мембранной коробкой, перемещение центра коробки передается через элементы механизма на стрелку прибора. Одновременно на УСИМ индицируются и другие параметры:

$V_{МД}$, M и $V_{ЗАД}$, вычисляемые соответственно в ВКРИ, СВС и ПЗС. При отказе каналов $V_{МД}$, M и $V_{ЗАД}$, в БФК вырабатываются соответствующие сигналы, которые поступают на УСИМ, при этом появляются бленкеры " $V_{МД}$ ", и " $V_{ЗАД}$ ", и перечеркивающая линия на счетчике числа M .

Механизм УСИМ размещен в металлическом корпусе на приборных досках левого и правого пилотов. На передней панели размещены элементы индикации, бленкеры отказов, элементы освещения; на задней панели - два штуцера C и D и два кабеля, заканчивающиеся штепсельными разъемами, которые подключаются к бортовой сети. Прибор крепится к приборной доске четырьмя винтами.

Вычислитель критических режимов канала индикации (ВКРИ) (рис.34) предназначен для вычисления максимально допустимой приборной скорости и усиления сигналов рассогласования в каналах M , $V_{ЗАД}$ и $V_{МД}$. ВКРИ работает в комплекте с УСИМ.

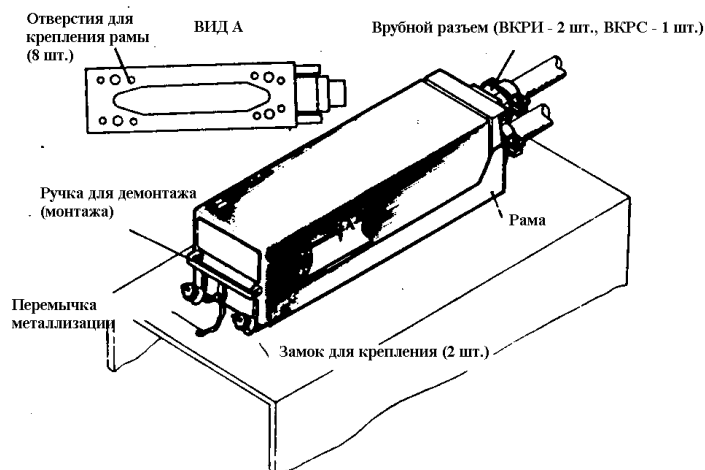


Рис.34. Вычислитель критических режимов индикации (сигнализации)

На самолете установлены два вычислителя. Они размещены в техническом отсеке, за кабиной экипажа между шпангоутами № 9 и 10, на этажерках левого и правого борта.

Значение $V_{МД}$ вычисляется в зависимости от текущего значения абсолютной высоты полета. Для этого от СВС на вход ВКРИ поступает сигнал, пропорциональный абсолютной высоте полета.

Значение $V_{МД}$ до высоты 8000м постоянно и равно 670км/ч. При дальнейшем увеличении высоты значение $V_{МД}$ уменьшается до 530км/ч на высоте 12000м.

Вычисленное значение $V_{МД}$ преобразуется, усиливается и подается на стрелку " $V_{МД}$ ". Чтобы скорость полета не превысила предельно допустимого значения, стрелка текущего значения приборной скорости на УСИМ в полете не должна перемещаться за стрелку " $V_{МД}$ ".

Сигналы рассогласования M и $V_{ЗАД}$ усиливаются усилителями в ВКРИ и

подаются на двигатели отработки, которые находятся в УСИМ.

При включении питания вычислитель выдает сигнал $V_{\text{МД}}$ в УСИМ, соответствующий 670 км/ч, и сигнал $V_{\text{ЗАД}}$, для того, чтобы индекс " $V_{\text{ЗАД}}$ " занял положение против стрелки приборной скорости, а также сигнал числа М для отработки счетчиком числа М, равного 0,1-0,2.

ВКРИ заключен в металлическую коробку. Вычислитель устанавливается на раме, которая крепится к конструкции самолета четырьмя винтами. На передней панели вычислителя размещены клемма подключения металлизации, ручка для удобства демонтажа, монтажа и переноса, а также два замка для крепления вычислителя. На задней стенке вычислителя имеются два разъема врубного типа и отверстия для направляющих штырей. Ответные части разъемов крепятся к раме, к ним подсоединены кабели бортовой сети. Рама имеет, кроме того, две фигурные гайки с поворотными осями для крепления вычислителя, а также направляющие штыри (фиксаторы).

Вычислитель критических режимов канала сигнализации (ВКРС) (рис.34) вырабатывает сигналы, предупреждающие о превышении максимально допустимых значений приборной скорости.

На самолете установлены два ВКРС. Каждый вычислитель размещен на монтажной раме, в техническом отсеке за кабиной экипажа, между шпангоутами №9 и 10 на этажерках левого или правого борта.

В вычислителе непрерывно сравниваются значения текущей и максимально допустимой приборных скоростей. Максимально допустимая скорость $V_{\text{МД}}$ вычисляется в ВКРИ в зависимости от высоты полета так же, как в ВКРИ, для чего на вход вычислителя поступает сигнал от СВС, пропорциональный абсолютной высоте $H_{\text{АБС}}$. Одновременно на вход ВКРС подается сигнал также от СВС, пропорциональный текущей приборной скорости. Если текущая приборная скорость достигнет предельно допустимого значения, то в ВКРС вырабатывается сигнал "+27В", который включает табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ" на приборных досках левого и правого пилота.

ВКРС имеет встроенный контроль работоспособности. При нажатии переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" на приборной доске бортинженера в ВКРС вырабатывается сигнал "+27В" и загорается табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ". При отпускании переключателя табло гаснет, ВКРС приходит в исходное положение.

На самолете предусмотрен контроль исправности вычислителей. Для этого от каждого ВКРС с выхода следящей системы подается в БФК сигнал, пропорциональной высоте полета. В БФК эти сигналы сравниваются. Если разница между ними превысит пороговое значение, то вырабатывается сигнал отказа обоих ВКРС. По второму сигналу в вычислителях не будет вырабатываться сигнал "+27В" при достижении предельно допустимого значения скорости.

При включении питания ВКРС не должен выдавать сигнал "+27В" (табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ" не горит). При нажатии переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" должно загореться табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ", при отпускании кнопки - погаснуть. Если табло не загорится и одновременно

горит табло "ПРОВЕРЬ ИКВСП", то один из вычислителей неисправен.

Устройство ВКРС аналогично устройству ВКРИ, за исключением того, что на задней панели ВКРС установлен один (а не два) разъем врубного типа.

Питание комплекса. Системы и блоки ИКВСП питаются постоянным током напряжением 27В, переменным током частотой 400Гц и напряжением 36В и 115В.

Для увеличения надежности работы комплекса подканалы в каждом канале питаются от независимых друг от друга источников.

Сведения об источниках питания (шинах), автоматах защиты, выключателях и их размещении на самолете приведены в табл.5.

При включении электропитания ИКВСП готов к работе не позднее, чем через 5 мин. При этом ИКВСП обеспечивает экипаж и ряд систем самолета информацией о текущих значениях высотно-скоростных параметров, а также выработывает команды управления и разовые команды для САУ и АСУУ, необходимые для автоматического управления самолетом в различных режимах.

Таблица 5. Питание комплекса

| Постоянный ток 27В | | | | |
|---------------------|--|---------------|--------------------------|---|
| Номер шины | Номер РУ | Название АЗС | Тип АЗС | |
| И2 | РУ 213 | "ИКВСП1" | АЗРГК-15-2С | |
| И2 | РУ 223 | "ИКВСП2" | АЗРГК-15-2С | |
| И1 | РУ 213 | "ИКВСП3" | АЗРГК-10-2С | |
| Переменный ток 36В | | | | |
| Номер шины | Номер РУ | Название АЗС | Тип АЗС | |
| АВС | РУ 212 | "ИКВСП1" | АЗФ1К-3 (4 шт.) | |
| АВС | РУ 222 | "ИКВСП2" | АЗФ1К-3 (4 шт.) | |
| АВ | От шин ~115В в РУ 372 через понижающие трансформаторы в РУ 212 | "ИКВСП, ТР-Р" | АЗФ1К-2 (2 шт.) в РУ 372 | |
| Переменный ток 115В | | | | |
| Номер шины | Номер РУ | Название АЗС | Тип АЗС | Название и тип выключателя на панели Н253 |
| В2 | РУ 211 | "ИКВСП1" | АЗФ1К-3 | "ИКВСП1" В200К |
| А2 | РУ 221 | "ИКВСП2" | АЗФ1К-3 | "ИКВСП2" В200К |
| С | От шины РУ 372 через РУ 212 | "ИКВСП3" | АЗФ1К-3 | "ИКВСП3" В200К |

ИКВСП обеспечивает следующие режимы работы САУ:

"Стабилизация высоты";

"Выход на заданный эшелон".

"Стабилизация скорости".

"Стабилизация числа М";

"Директорное управление".

ИКВСП в течение всего полета обеспечивает сигнализацию о превышении предельно допустимых скоростей и числа M (табло "УМЕНЬШИ СКОРОСТЬ"), об опасной скорости сближения с землей (табло "ОПАСНО ЗЕМЛЯ"), о неправильной установке давления на указателях высоты УВ (УВ-Ф) (табло "ПРОВЕРЬ Р ЗЕМЛИ"). В полете ИКВСП непрерывно контролирует достоверность всех высотно-скоростных параметров и сигнализирует об отказах с помощью бленкеров на указателях, при наземных проверках включается дополнительная сигнализация об отказах в виде загорания табло "НЕТ РЕЗ ИКВСП", "ПРОВЕРЬ ИКВСП".

При нажатии на рукоятку переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП" могут загореться табло "НЕТ РЕЗ ИКВСП" и "ПРОВЕРЬ ИКВСП". Для того чтобы погасить эти табло, нажмите кнопку "СБРОС ИКВСП", не отпуская рукоятки переключателя "КОНТРОЛЬ ИКВСП". Если табло не погаснут, то определите отказавший подканал или канал. Отказ каналов (подканалов) текущих высотно-скоростных параметров $H_{\text{отн}}$, $V_{\text{ист}}$, $V_{\text{мд}}$, $V_{\text{зад}}$, M сопровождается появлением соответствующих бленкеров на указателях УВ (УВ-Ф), УМС, УСИМ. Если откажет какой-либо канал (подканал) управляющих команд H , $V_{\text{пр}}$, ΔM , то определить отказавший канал можно только при попытке включить САУ в один из режимов стабилизации с использованием сигнала отказавшего подканала. Если при включении режима не загорается соответствующая лампа на пульте режимов САУ, то это значит, что соответствующий подканал ИКВСП отказал.

В полете возможны случаи, когда МСРП регистрирует сигнал снятия готовности ИКВСП при отсутствии сигнализации об отказах системы воздушных сигналов. Это может произойти тогда, когда на пульте ПВМ-1М установлена высота, равная высоте эшелона перехода, а на указателях УВ (УВ-Ф) не одновременно устанавливается давления либо 760 мм.рт.ст. (1013,2 мбар) при наборе высоты после взлета, либо давление на уровне аэродрома при посадке. При этом световая сигнализация о снятии готовности системы отсутствует, так как табло "НЕТ РЕЗ ИКВСП" и "ПРОВЕРЬ ИКВСП" в полете отключены, и экипаж не нажимает на кнопку "СБРОС ИКВСП", как он это делает при наземных проверках для того, чтобы погасить табло. Для предупреждения возможности возникновения подобных случаев необходимо после установки на всех УВ (УВ-Ф) давления 760 мм.рт.ст. (1013,2 мбар) при наборе высоты после взлета, а также давления на уровне аэродрома при посадке, всякий раз нажимать на кнопку "СБРОС ИКВСП" независимо от высоты, которая установлена на ПВМ-1М.

3. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

Система автоматического управления полетом (САУП) предназначена для автоматического пилотирования самолета во время набора высоты, при горизонтальном полете, при снижении и при выполнении предпосадочного маневра, а также для автоматического и директорного управления при заходе на посадку. Кроме того, САУП улучшает устойчивость и управляемость самолета при ручном и автоматическом управлении и обеспечивает снятие усилий с рычагов управления.

САУП представляет собой комплекс функционально связанных систем (табл.6)

Таблица 6. Состав САУП

| Система | Назначение |
|--|---|
| Автопилот (АП) | Стабилизирует угловое положение самолета относительно его центра тяжести, обеспечивает автоматическое управление самолетом по углам крена, курса и тангажа. Стабилизирует полет на заданной высоте или на заданной скорости (числе М) |
| Автомат тяги (АТ) | Обеспечивает стабилизацию скорости полета или числа М, а также управление этими параметрами путем изменения тяги двигателей |
| Система траекторного управления (СТУ) | Обеспечивает управление самолетом относительно траектории, задаваемой ЦВМ в полете по маршруту и курсоглиссадными маяками при заходе на посадку |
| Автоматическая система устойчивости и управляемости (АСУУ) | Обеспечивает требуемую устойчивость и управляемость самолета на всех режимах полета в диапазоне допустимых изменений центровки и веса |
| Автомат перестановки стабилизатора (АПС) | Управляет стабилизатором при изменении продольной балансировки, если автопилот отклонил руль высоты на угол более 2° |
| Система триммирования (СТ) | Снимает усилия с рычагов управления |

Систему автоматического управления полетом можно разделить на две группы.

Первая группа (автопилот, автомат тяги, система траекторного управления и автомат перестановки стабилизатора) обеспечивает автоматическое и директорное управление самолетом. Эта группа систем образует систему автоматического управления САУ-1Т-2-86.

Вторая группа (автоматическая система устойчивости и управляемости и система триммирования) используется как при ручном, так и при автоматическом управлении и служит для облегчения управления самолетом.

САУП связана с другими самолетными системами (рис.35).

Для обеспечения автоматического управления в полете по маршруту (при наборе высоты и снижении, во время горизонтального полета), при выполнении предпосадочного маневра и заходе на посадку необходимую информацию в САУ-1Т-2-86 выдают:

ИКВ-72 – сигналы, пропорциональные текущим углам крена и тангажа самолета;

БКК-18 – информацию о готовности к работе и отказах трех ИКВ и ПКП. Блок коммутации системы «Пижма-1» БК-2П:

- сигналы приведенного или гиромагнитного курса и их исправности;
- сигнал дальности (Д) очередного ППМ от самолета и сигнал исправности Д;
- сигнал заданного путевого угла (ЗПУ), вычисленного ЦВМ или установленного вручную на селекторе азимута системы «Курс-МП», сигнал исправности ЗПУ;
- сигнал «+27В, ЗАХОД» от ЦВМ, переводящий автопилот в режим захода на посадку;
- сигнал «+27В, ПОДГОТОВКА К ПОСАДКЕ» от ЦВМ, по которому автопилот выполняет предпосадочный маневр по сигналам ЦВМ;
- сигнал заданного крена ($\gamma_{\text{зад}}$), вычисленный ЦВМ;
- сигнал «+27В, ГОТОВНОСТЬ БОКОВОЙ ПРОГРАММЫ, ИСПРАВНОСТЬ ЦВМ»;
- сигнал «27В, РАБОТА ДИСС»;
- сигнал «27В, НА-ОТ» от системы «Курс-МП»;
- сигнал угла сноса от ДИСС;

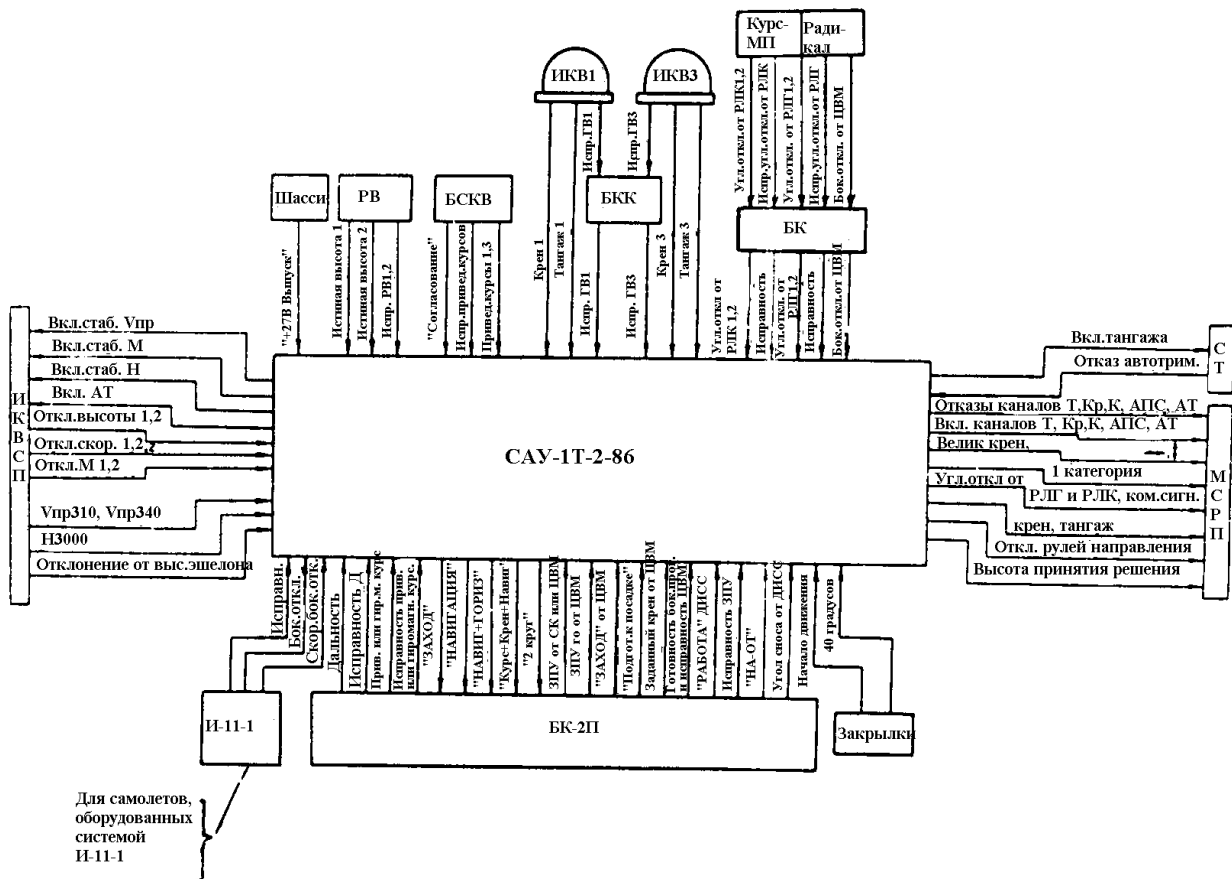


Рис.35. Схема связи САУ-1Т-2-86 с другими системами самолета

Базовая система курса и вертикали БСКВ:

- сигналы приведенного курса и сигналы его исправности;
- сигналы «+27В, СОГЛАСОВАНИЕ».

Инерциальная система И-11-1: - (для самолетов, оборудованных И-11-1)

- сигналы бокового отклонения от линии заданного пути;
- сигналы скорости бокового отклонения от линии заданного пути;
- сигналы исправности системы.

Системы «Курс-МП» и «Радикал»:

- сигналы отклонения от равноточных линий курсового и глиссадного маяков систем «Катет», ILS, СП-50 при заходе на посадку;
- сигнал бокового отклонения от линии заданного пути (ЛЗП), вычисленного ЦВМ, в режиме «НАВИГАЦИЯ» (поступает от ЦВМ через блок коммутации системы «Курс-МП»);
- сигналы готовности РТС к работе при выходе самолета в зону действия наземных маяков.

Радиовысотомер А-031:

- сигналы, пропорциональные истинной высоте во время захода на посадку;
- сигналы исправности радиовысотомера.

Информационный комплекс высотно-скоростных параметров ИКВСП-1:

- сигналы отклонения от заданного значения высоты, скорости и числа М (ΔH , ΔV , ΔM) и отказы соответствующих подканалов ИКВСП, вырабатывающих эти сигналы (отк. ΔH , отк. $\Delta V_{пр.}$, отк. ΔM);
- сигналы «+27В, $V_{пр} 310$, $V_{пр} 340$ » при достижении соответствующих скоростей;
- сигнал «+27В H_{3000} » при достижении соответствующей высоты;
- сигнал « ΔH^* » отклонения от заданной высоты эшелона.

Система триммирования СТ-1 – сигнал отказа автотриммера руля высоты.

Закрылки – сигнал «+27В», при выпуске закрылков на 5° (начало движения) и 40° .

Шасси – сигнал «+27В» при выпуске шасси.

Кроме того, от САУ-1Т-2-86 получает информацию:

блок коммутации системы «Пижма-1» БК-2П – сигналы включения режимов «НАВИГАЦИЯ», «ЗАХОД», «НАВИГ+ГОРИЗ», «КУРС+КРЕН+ГОРИЗ» и «2 КРУГ».

Информационный комплекс высотно-скоростных параметров:

- сигналы включения режимов стабилизации высоты, скорости, числа М;
- сигнал включения автомата тяги.

МСРП:

- сигналы отказов каналов крена и тангажа автопилота, автомата тяги и АПС;
- сигналы включения каналов автопилота, автомата тяги и АПС;

- сигналы предельных углов крена и предельных отклонений от равносигнальных зон курсоглиссадных маяков;
- сигналы текущих значений углов крена и тангажа;
- сигналы отклонений от равносигнальных зон курсового и глиссадного маяков;
- сигнал «1 КАТЕГОРИЯ»;
- сигнал «ВПП»;
- сигнал отклонения руля направления.

САУ-1Т-2-86 (рис.36)

Система автоматического управления САУ-1Т-2-86 (в дальнейшем обозначается САУ) состоит из автопилота, автоматов тяги и перестановки стабилизатора и системы траекторного управления. Автопилот и автоматы тяги и перестановки стабилизатора имеют два равнозначных полукомплекта: полукомплект 1 и полукомплект 2. Управление самолетом производится одним из полукомплектов, второй находится в «горячем» резерве и включается при отказе первого. Переключение полукомплектов может производиться вручную.

Система траекторного управления имеет три равнозначных канала. В полете по маршруту и при выполнении предпосадочного маневра используется один канал, второй находится в «горячем резерве», третий не используется. В режиме захода на посадку используются одновременно все три канала.

Автопилот обеспечивает стабилизацию и управление самолетом относительно его продольной, поперечной и вертикальных осей (каналы крена, тангажа и курса). Совместно с системой траекторного управления автопилот обеспечивает стабилизацию центра тяжести самолета относительно заданной траектории.

Автомат тяги стабилизирует приборную скорость самолета путем дросселирования тяги двигателей.

Автомат перестановки стабилизатора реагирует на отклонение рулей высоты на угол более 2° , возникающее с изменением продольной балансировки самолета, и устанавливает стабилизатор в положение, при котором продольная балансировка восстанавливается. Автомат перестановки стабилизатора работает совместно с каналом тангажа автопилота.

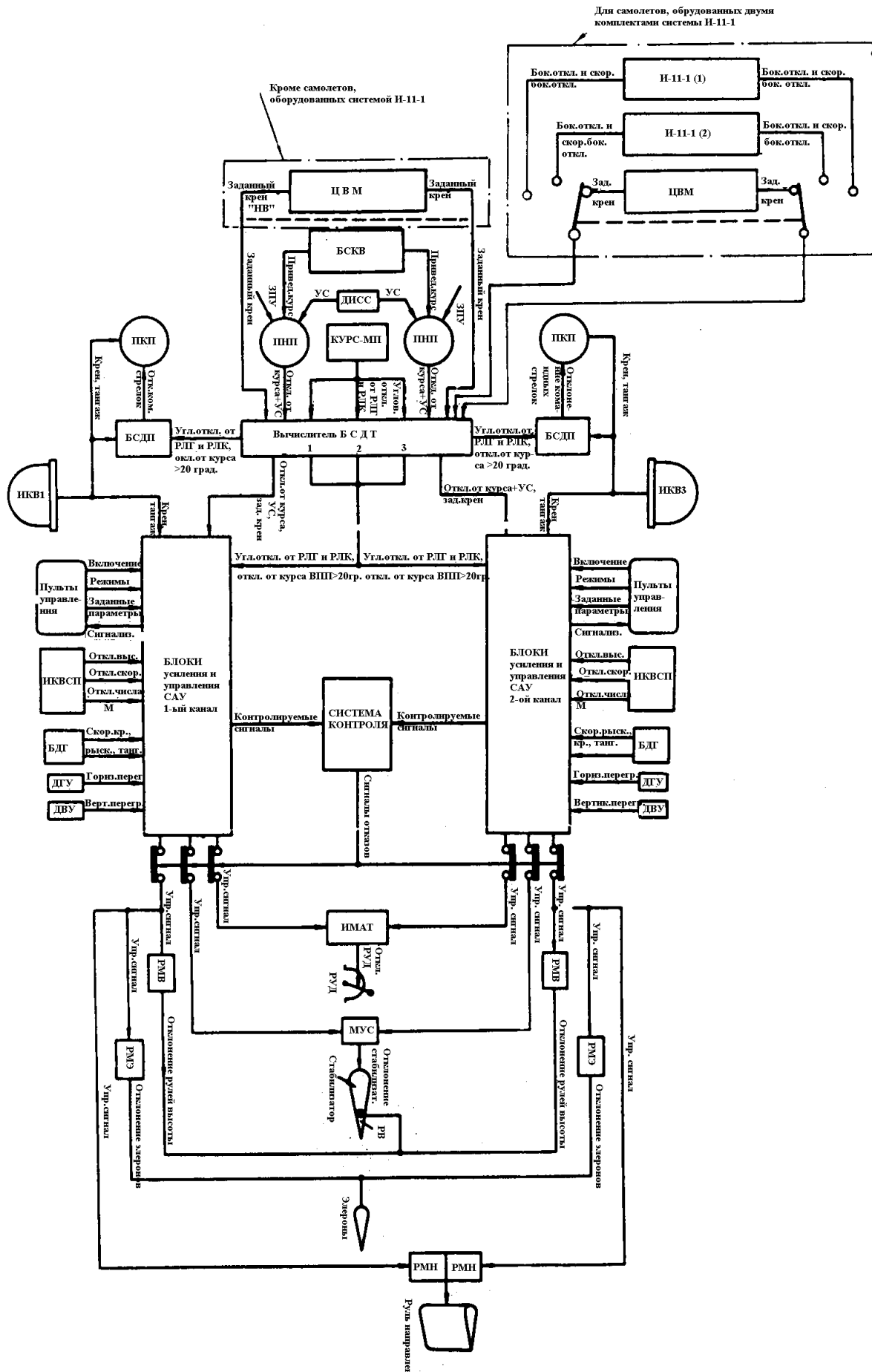


Рис.36. Упрощенная функциональная схема САУ

САУ состоит из отдельных блоков, электрически связанных бортовой сетью самолета. Функциональные связи между основными блоками САУ и датчиками других систем, сигналы которых используются в САУ, показаны на упрощенной функциональной схеме.

Сигналы датчиков поступают на входы блоков усиления и управления обоих полукомплектов и трехканального вычислителя – блока связи с датчиками траектории (БСДТ). В вычислителе, кроме того, усиливаются и преобразуются сигналы управления положением центра тяжести самолета, поступающие от ЦВМ и системы «Курс-МП», и сигналы управления по курсу, поступающие от ПНП и БСК.

Сигналы вычислителя и датчиков других систем усиливаются и преобразуются в блоках усиления и управления САУ. На выходе этих блоков вырабатываются управляющие сигналы, которые поступают на исполнительный механизм автомата тяги (ИМАТ), рулевые машины автопилота и винтовой механизм управления стабилизатором (ВМУС).

САУ имеет систему контроля, которая непрерывно следит за исправностью работающих каналов автопилота, АТ и АПС и при их отказе производит переключение на резервный полукомплект у соответствующего автомата или автопилота. При отказе резервного полукомплекта система отключает оба полукомплекта с соответствующей сигнализацией.

Для оперативной проверки работоспособности САУ перед использованием предусмотрен встроенный контроль. Управление встроенным контролем производится с пульта контроля ПК-31.

ПКП и ПНП индицируют основные пилотажные и навигационные параметры, вычисленные в БСДТ. Кроме того, ПНП вырабатывают сигналы, используемые для управления самолетом по курсу.

АСУУ и СТ

Автоматическая система устойчивости и управляемости состоит из двух систем: системы устойчивости и системы управляемости.

Система устойчивости (СУС) обеспечивает демпфирование короткопериодических колебаний самолета относительно его продольной и вертикальной осей с помощью элеронов и руля направления без передачи отклонений руля и элеронов на рычаги управления.

Система устойчивости в каждом канале имеет четыре одинаковых подканала (1, 2, 3, 4), которые работают одновременно, воздействуя на общую траверсу, связанную с соответствующим бустером.

Система управляемости в зависимости от скорости полета и балансировки самолета изменяет передаточные отношения между углом отклонения элеронов и рулей и углом поворота рычагов управления таким образом, чтобы требуемые углы поворота рычагов управления самолетом не изменялись во всем диапазоне используемых скоростей и центровок самолета.

Система управляемости имеет два равнозначных канала. Один из них работает, другой находится в «горячем резерве» и автоматически включается при

отказе первого.

Система триммирования обеспечивает снятие усилий с рычагов управления, возникающих при их отклонениях, благодаря чему управление самолетом становится легче. Система состоит из двух одинаковых каналов, работающих одновременно. При отказе одного канала скорость снятия усилий уменьшается вдвое.

Питание (рис.37, 38)

Автоматы и системы САУ питаются постоянным током напряжением 27В, переменным током частотой 400Гц и напряжением 36В и 200В.

Для увеличения надежности работы полукомплекта САУ и каналы АСУУ и СТ питаются от источников, не зависящих друг от друга.

1 и 2 полукомплекты автопилота питаются:

- постоянным током через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ ПИТ» и «САУ ДУБЛИР ПИТ» типа АЗРГК-15, размещенные на РУ213 (левый борт) и РУ223 (правый борт) соответственно;
- переменным током (36В) через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ ПИТ» и «САУ ДУБЛИР ПИТ» типа АЗЗК-5, размещенные на РУ212 (левый борт) и РУ222 (правый борт) соответственно;
- переменным током (115/200В) через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ ПИТ» и «САУ ДУБЛИР ПИТ» типа АЗЗК-2, размещенные на РУ211 (левый борт) и РУ221 (правый борт) соответственно.

Питание в автопилот поступает через распределительные коробки 1 и 2 полукомплектов автопилота, где производится распределение энергии между блоками автопилота и системы траекторного управления.

1 и 2 полукомплекты автомата тяги питаются:

- постоянным током через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ,АТ» и «САУ ДУБЛИР АТ» типа АЗРГК-5, размещенные на РУ213 и РУ223 соответственно;
- переменным током (36В) через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ АТ» и «САУ ДУБЛИР,АТ» типа АЗЗК-2, размещенные на РУ212 и РУ222 соответственно;
- переменным током (115/200В) через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ АТ» и «САУ ДУБЛИР АТ» типа АЗЗК-2, размещенные в РУ211 и РУ221 соответственно.

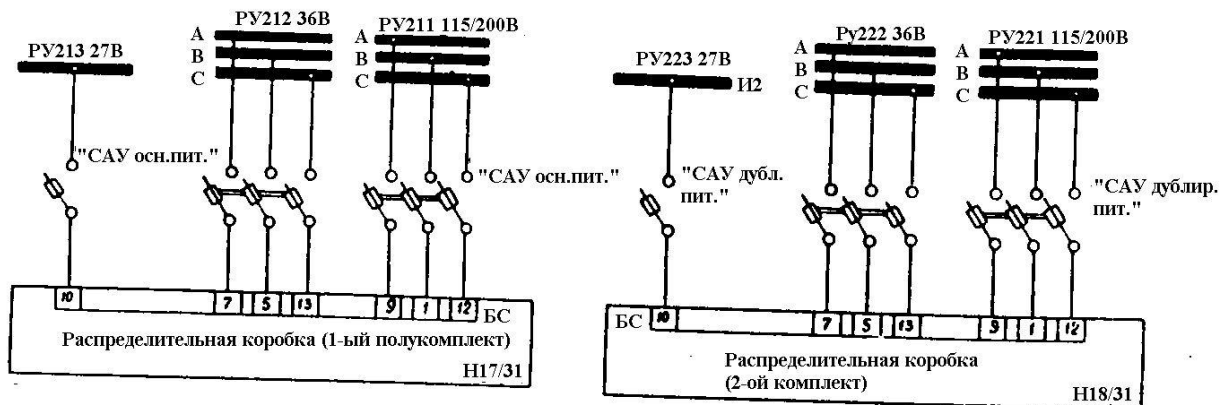


Рис.37. Схема электропитания автопилота.

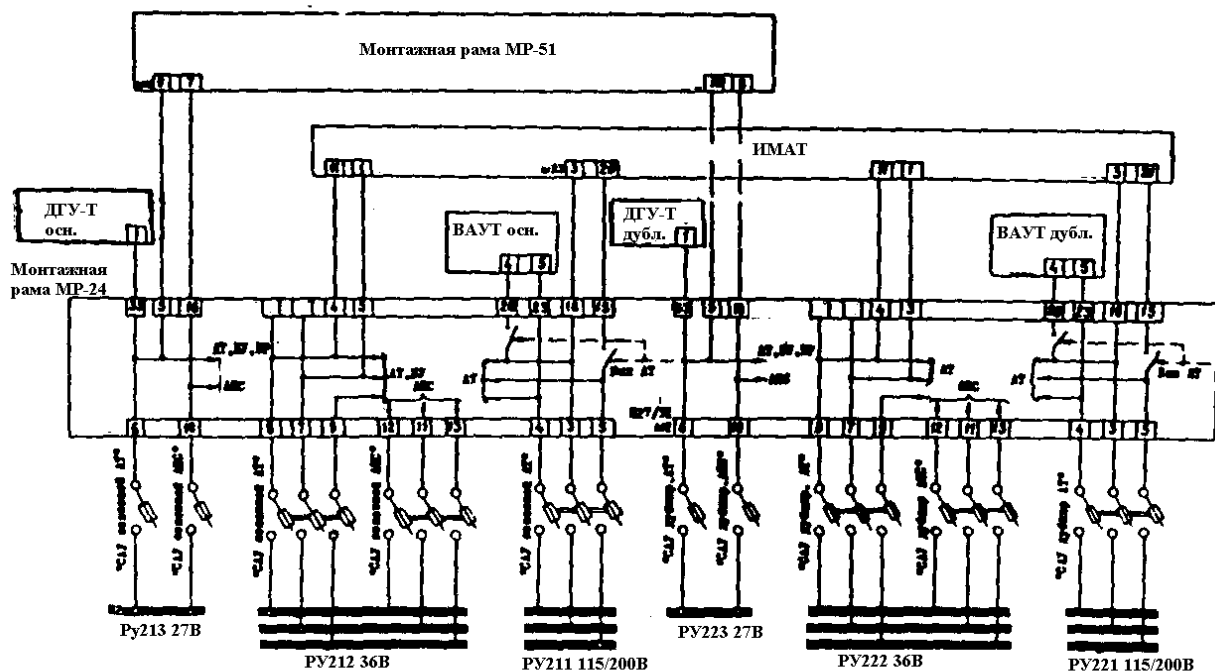


Рис.38. Схема электропитания АТ и АПС

Электропитание полукомплектов АТ производится через монтажную раму МР-24-02 как вычислителей АТ, установленных совместно с другими блоками САУ на этой раме, так и других блоков АТ (датчиков, ИМАТ, магнитных усилителей, а также элементов АТ, размещенных в блоке связи на монтажной раме МР-51).

1 и 2 каналы автомата перестановки стабилизатора питаются:

- постоянным током через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ АПС» и «САУ ДУБЛИР АПС» типа АЗРГК-2, размещенные на РУ213 и РУ223 соответственно;
- переменным током (36В) через автоматы защиты «САУ ОСНОВНОЙ АПС» и «САУ ДУБЛИР АПС» типа АЗЗК-2, размещенные на

РУ212 и РУ222 соответственно. Электропитание поступает на монтажную раму МР-24-02, где установлены блоки управления АПС.

Табл.7. Перечень автоматов защиты электропитания САУ-1Т-2-86

| Наименование | Тип | Обозначение на схеме | Место установки |
|---------------------|-------------|----------------------|----------------------------|
| «САУ ОСНОВНОЙ, ПИТ» | АЗРГК-15-2С | 1/773 | Кабина экипажа, РУ213 |
| «САУ ОСНОВНОЙ, АТ» | АЗРГК-5-2С | 7/773 | |
| «САУ ОСНОВНОЙ, АПС» | АЗРГК-2-2С | 21/773 | |
| «САУ ДУБЛИР, ПИТ» | АЗРГК-15-2С | 4/773 | Кабина экипажа, РУ223 |
| «САУ ДУБЛИР, АТ» | АЗРГК-5-2С | 10/773 | |
| «САУ ДУБЛИР, АПС» | АЗРГК-2-2С | 23/773 | |
| «САУ ОСНОВНОЙ, ПИТ» | А3ЗК-5 | 2/773 | Носовой техотсек, РУ212 |
| «САУ ОСНОВНОЙ, АТ» | А3ЗК-2 | 8/773 | |
| «САУ ОСНОВНОЙ, АПС» | А3ЗК-2 | 22/773 | |
| «САУ ДУБЛИР, ПИТ» | А3ЗК-5 | 5/773 | Носовой техотсек, РУ222 |
| «САУ ДУБЛИР, АТ» | А3ЗК-2 | 11/773 | |
| «САУ ДУБЛИР, АПС» | А3ЗК-2 | 24/773 | |
| «САУ ОСНОВНОЙ, ПИТ» | А3ЗК-5 | 3/773 | Носовой техотсек, РУ211 |
| «САУ ОСНОВНОЙ, АТ» | А3ЗК-2 | 9/773 | |
| «САУ ДУБЛИР, ПИТ» | А3ЗК-5 | 6/773 | Носовой техотсек, РУ221 |
| «САУ ДУБЛИР, АТ» | А3ЗК-2 | 12/773 | |

4. АВТОПИЛОТ

Автопилот является составной частью системы автоматического управления. Он предназначен для автоматического управления самолетом с помощью элеронов, рулей высоты и направления.

Автопилот обеспечивает:

- стабилизацию самолета относительно его центра тяжести;
- координированные развороты, набор высоты и снижение;
- стабилизацию заданных значений высоты, числа М и приборной скорости в полете с помощью рулей высоты при установившемся режиме работы двигателей;
- автоматическое ограничение углов крена и тангажа при автоматическом управлении;
- автоматический полет с заданным на селекторе курса (КС) системы "Курс-МП" или ручкой «КУРС» на пульте управления (ПУ) путевым углом или курсом;
- индикацию углов крена и тангажа, текущего курса, заданного путевого угла (ЗПУ) и заданного курса (ЗК);
- сигнализацию о режимах работы автопилота, предельных кренах и отказах курсовертикалей;
- автоматический контроль работы автопилота на всех режимах;

- автоматическое выключение отказавшего полукомплекта и включение резервного;
- автоматическое выключение автопилота при повторном отказе, а также автоматическое выключение канала тангажа при превышении допустимых значений угла тангажа, угловой скорости тангажа, вертикальной перегрузки и при отказе автоматического триммирования в канале руля высоты. Выключение каналов автопилота сопровождается соответствующей сигнализацией.

Состав автопилота, размещение и назначение его блоков (рис.39).

Автопилот состоит из сдвоенного комплекта блоков, обеспечивающих работу 1 и 2 полукомплектов (табл. 8). Блоки, входящие в комплект автопилота в одном экземпляре, являются сдвоенными и также обеспечивают работу 1 и 2 полукомплектов.

Таблица 8. Состав автопилота

| Наименование | Обозначение и шифр | Кол. шт | Обозн. на схеме | Назначение |
|---------------------------------|--------------------|---------|------------------|---|
| Блок демпфирующих гироскопов | БДГ | 2 | Н39/31 Н40/31 | Вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные угловой скорости по курсу, крену, тангажу и угловому ускорению по курсу |
| Датчик вертикальных ускорений | ДВУ | 2 | Н37/31 Н38/31 | Вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные проекции ускорения самолета на его вертикальную ось |
| Датчик горизонтальных ускорений | ДГУ | 2 | Н33/31 Н34/31 | Вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные проекции ускорения самолета на его поперечную ось |
| Датчик положения закрылков | ДП-34 | 1 | Н48/31 | Вырабатывает сигналы, пропорциональные углу отклонения закрылков |
| Датчик положения стабилизатора | ДПС-5-1 | 1 | Н49/31 | Вырабатывает сигналы, пропорциональные углу положения стабилизатора |
| Пульт управления | ПУ-165 | 1 | Н8/31 | Служит для включения и выключения автопилота, управления самолетом по углам крена и тангажа, а также для полета с заданным путевым углом (курсом) в режиме ЗК |
| Пульт сигнализации | ПС-172 | 1 | Н5/31 | Служит для включения и выключения каналов автопилота (а также АТ и АПС). Сигнализирует о включении и выключении каналов автопилота (АТ, АПС). Сигнализирует об автоматическом отключении каналов автопилота (АТ, АПС) при их отказе |
| Пульт режимов | ПР-173 | 1 | Н7/31 | Служит для включения автопилота (а также АТ и АПС), для переключения режимов работы автопилота. Сигнализирует о включении автопилота (АТ, АПС) и включении режимов его работы. |

| | | | | |
|-------------------------------|----------|---|------------------|--|
| | | | | Обеспечивает автоматический полет во время болтанки |
| Продолжение табл.8 | | | | |
| Пульт контроля | ПК-31 | 1 | Н6/31 | Служит для предполетного контроля автопилота |
| Прибор командный пилотажный | ПКП-72-8 | 2 | Н1/31 Н2/31 | Индицирует углы крена и тангажа самолета, является указателем основного авиагоризонта. Выдает команды при автоматическом и директорном управлении при заходе на посадку. Индицирует положение самолета относительно равносигнальных линий курсового и глиссадного маяка при заходе на посадку. Индицирует малую высоту от 60 м до приземления. Сигнализирует об отказе радиовысотомера, о готовности к работе РТС посадки, ИКВ и указателей углов крена и тангажа. |
| Прибор навигационный плановый | ПНП-72-7 | 2 | Н3/31 Н4/31 | Индицирует текущий и заданный курс самолета, ЗПУ, угол сноса, дальность очередного ППМ. Индицирует положение самолета относительно ЛЗП и равносигнальных линий курсового и глиссадного маяков, а также маяков VOR. Формирует электрические сигналы, пропорциональные отклонению самолета от заданного курса. Сигнализирует о полете на маяк или от него, о готовности курсовой системы, РТС посадки, ЦВМ и системы «Курс-МП» |
| Агрегат управления | АУ | 2 | Н19/31 Н20/31 | Осуществляет электрическую связь блоков автопилота между собой, а также связь автопилота с АТ, АПС и датчиками других систем. Преобразует, суммирует и усиливает сигналы, поступающие на вход, и выдает управляющие сигналы на магнитные усилители и рулевые машины. Выполняет необходимую коммутацию при включении и выключении режимов автопилота. |
| Блок связи | БС-50 | 2 | Н10/31 | Служит для преобразования сигналов, поступающих в САУ от датчиков других систем, обеспечивая связь автопилота (АТ и АПС) с другими системами самолета. |
| Блок коммутации | КБ-49 | 1 | Н10/31 | Осуществляет коммутацию цепей включения, переключения и отключения каналов автопилота (АТ, АПС) и переключение режимов работы автопилота |
| Рама монтажная | МР-51 | 1 | Н10/31 | Является общей платформой для двух блоков БС-50 и одного КБ-49. |

| | | | | |
|--|--|--|--|--|
| | | | | Обеспечивает электрическое подсоединение блоков к бортовой сети самолета |
|--|--|--|--|--|

Продолжение табл.8

| | | | | |
|--|--------------|---|--------------------------------------|---|
| Блок синхронизации курса (состоит из двух одинаковых блоков) | БСК | 1 | Н25/31 | Вырабатывает в режиме «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ» электрические сигналы, пропорциональные отклонению от заданного курса. |
| Блок усилителей магнитных | БУМ | 2 | Н41/31 Н42/31 | Усиливает мощность управляющих сигналов, поступающих от агрегатов управления, и подает их на двигатели рулевых машин автопилота. |
| Блок следящей системы | БСС-4-01 | 4 | Н29/31 Н30/31 Н31/31 Н32/31 | Обеспечивает связь автопилота с датчиками текущих значений углов крена и тангажа |
| Коробка распределительная | КР | 2 | Н17/31 Н18/31 | Распределяет энергию постоянного и переменного тока между потребителями автопилота. Включает и выключает электромагнитные муфты рулевых машин автопилота. |
| Коробка соединительная | КС | 1 | Н16/31 | Переключает питание блоков БСДТ при переключении 1 и 2 полукомплектов автопилота. Подключает сигналы левого или правого ПНП к блокам БСДТ во время захода на посадку |
| Рулевая машина руля направления | РМД-25-2а | 1 | Н47/31 | Перемещает проводку руля направления, воздействуя на золотник рулевого привода руля направления, удерживает проводку в заданном положении при отсутствии управляющих сигналов |
| Рулевая машина элеронов | РД-25Ф2А-К36 | 2 | Н43/31 Н44/31 | Перемещает проводку элеронов, воздействуя на золотник рулевого привода элеронов. Удерживает проводку в заданном положении при отсутствии управляющих сигналов. |
| Рулевая машина руля высоты | РД-25Ф1А-Т57 | 2 | Н45/31 Н46/31 | Перемещает проводку руля высоты, воздействуя на золотник рулевого привода руля высоты. Удерживает проводку в заданном положении при отсутствии управляющих сигналов |
| Блок контроля автоматики | БКА | 2 | Н21/31 Н22/31 | Контролирует работу автопилота на всех режимах работы и производит переключение на резервный канал при отказе работающего или отключение при двойном отказе автопилота. Вырабатывает сигналы о предельных кренах |
| Блок сравнения | БС | 1 | Н27/31 | Вырабатывает сигнал кворума в режиме «ЗАХОД» при получении выходных сигналов от трех БСДТ и передает его в АУ. Определяет отказавший блок БСДТ и от- |

| | | | | |
|--|--|--|--|---|
| | | | | ключает его. Отключает все блоки БСДТ при отказе любых двух блоков |
|--|--|--|--|---|

Продолжение табл.8

| | | | | |
|---------------------------------------|------------|----|--|--|
| Кнопка быстрого отключения «ОТКЛ САУ» | 2КНЗ | 2 | Н11/31 Н12/31 | Обеспечивает одновременное выключение всех рулевых машин автопилота, а также автомата тяги и АПС |
| Механизм конечных выключателей | МКВ-45 | 1 | Н1/83 | Выдает в автопилот сигнал «+27В» при выпуске закрылков на 5 и 40° |
| Коробка распределительная | КР | 1 | Н300 | Обеспечивает электрическое соединение блоков автопилота (а также АТ и АПС), распределение питания между ними |
| Самолетное оборудование | | | | |
| Табло сигнальные | 0013 ТС-5М | 10 | Н27/31 Н27/31 Н27/31 Н27/31 Н27/31 Н27/31 Н27/31 Н27/31 Н27/31 Н27/31 | Сигнализирует об отказах каналов крена и тангажа и о превышении предельного значения угла крена |

Основные технические данные

Погрешность стабилизации углов крена и тангажа, заданных от ручек управления автопилота, и угла курса на всех режимах полета:

по углу тангажа $\pm 0,5^\circ$

по углу крена $\pm 1,0^\circ$

по углу курса $\pm 0,5^\circ$

Диапазон управления самолетом от ручек управления автопилота:

по углу крена $\pm(28\pm 1)^\circ$

по углу тангажа:

кабрирование 15°

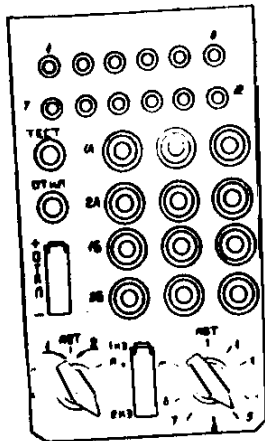
пикирование 7°

Погрешность полета по маршруту в установившемся режиме (кроме условий сильной болтанки) с включенным автопилотом:

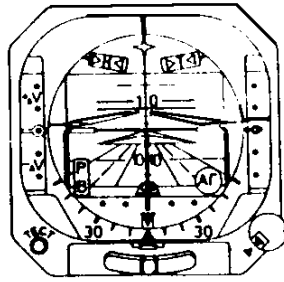
отклонение от заданной высоты ± 20 м

отклонение от заданного числа М $\pm 0,005$

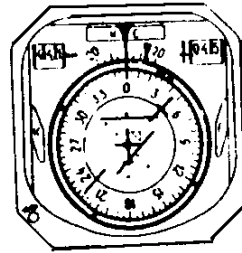
отклонение от заданной скорости $\pm 5,6$ км/ч



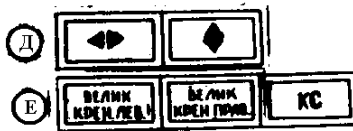
А Пульт контроля



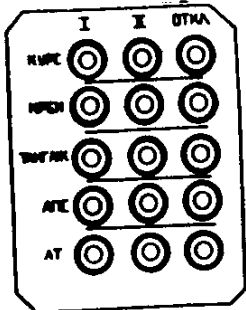
В ПНТИ



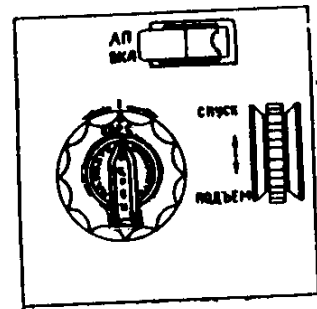
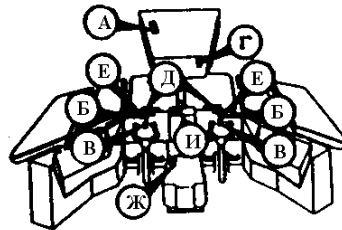
В ПНТИ



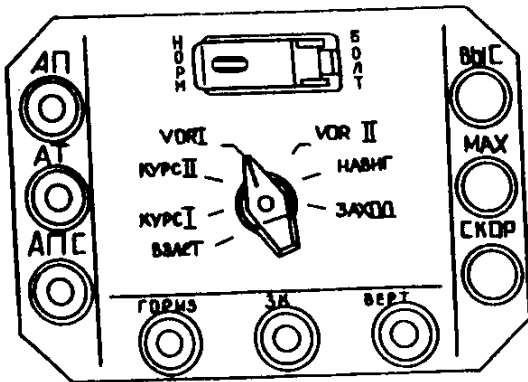
Сигнализация



Г Пульт сигнализации

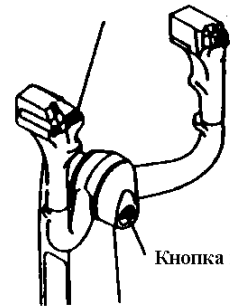


Ж Пульт управления



И Пульт режимов

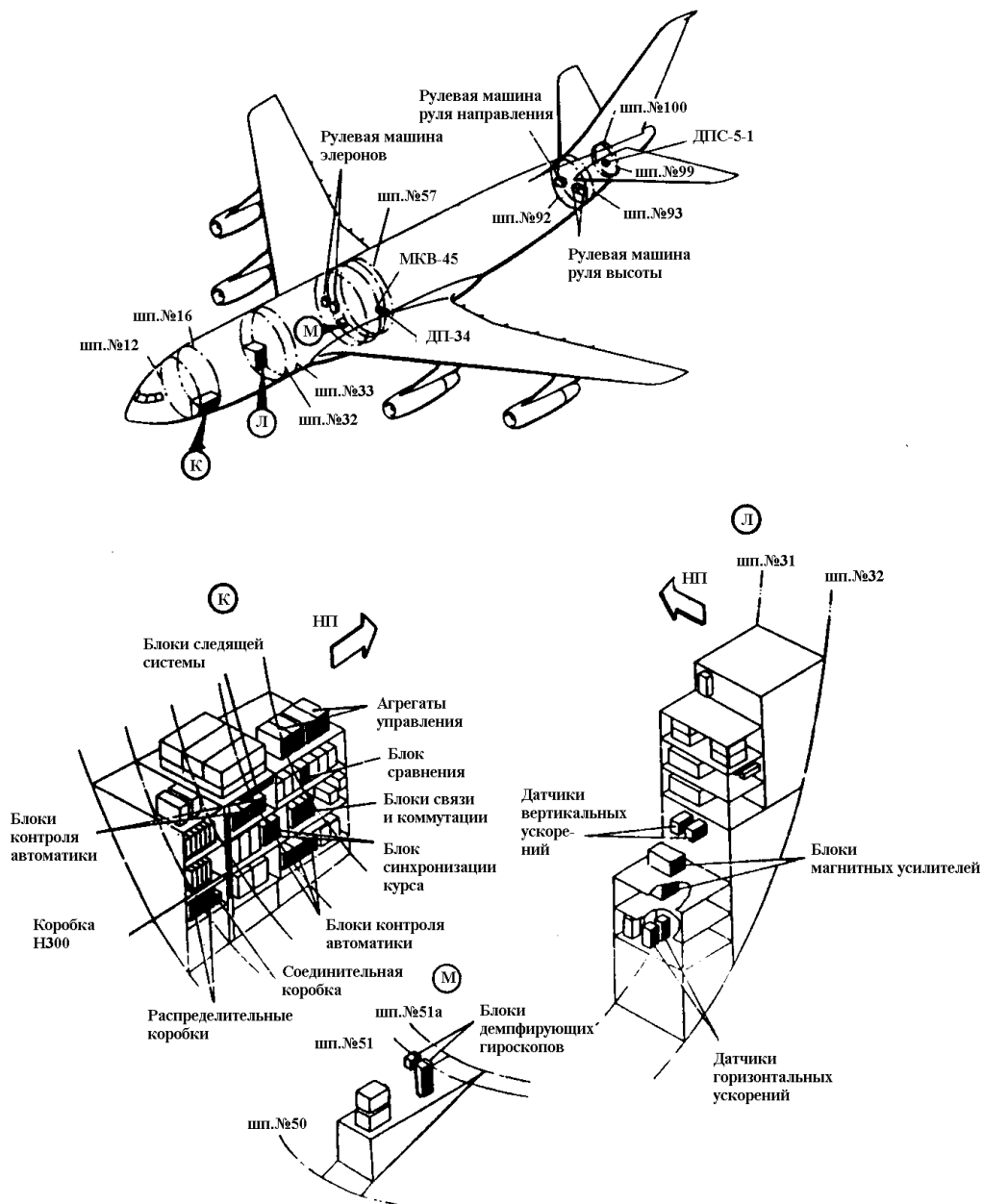
Кнопка "Откл САУ"



Кнопка 2-ой круг

Штурвал

Рис.39. Размещение приборов и блоков автопилота на самолете



Продолжение рис.39

Автопилот состоит из двух равнозначных полукомплектов 1 и 2, каждый из которых имеет три канала управления: курса, крена и тангажа.

Канал курса

Канал курса демпфирует колебания самолета в полете вокруг его вертикальной оси и устраняет действия боковых перегрузок (действующих вдоль поперечной оси самолета Z).

В качестве датчиков в канале используются БДГ и ДГУ, которые измеряют угловое ускорение вокруг вертикальной оси $\dot{\omega}_y$ и боковую перегрузку n_z . Эти сигналы суммируются и усиливаются в агрегате управления бокового канала и БМУ.

Суммарный сигнал (управляющий) поступает на рулевую машину руля направления.

Канал курса имеет скоростную обратную связь, благодаря которой процесс демпфирования производится более эффективно.

Контроль за работой канала курса осуществляет блок контроля автоматики (БКА). При отказе работающего полукомплекта канала курса БКА производит переключение на резервный полукомплект канала курса. При двойном отказе блок контроля выключает канал курса, при этом на пульте сигнализации ПС загорается лампа "КУРС ОТКЛ".

Канал крена

Канал крена стабилизирует положение самолета относительно продольной и вертикальной осей и управляет боковым движением самолета.

Канал крена работает в режимах:

- "КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ";
- "УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ "КРЕН";
- "КУРС";
- "НАВИГАЦИЯ";
- "ЗАХОД";
- "2 КРУГ".

Последние четыре режима могут быть включены только совместно с системой траекторного управления.

Перед включением канала крена в агрегате управления бокового канала осуществляется режим автоматической подготовки к безударному включению рулевых машин (производится обнуление сигналов датчиков угла крена). Если самолет выполняет разворот, то после включения канала крена автопилот выводит самолет в прямолинейный полет и стабилизирует курс, который будет иметь самолет после выхода из разворота.

Канал крена имеет позиционную и скоростную обратную связь, которые обеспечивают отклонение элеронов на угол, пропорциональный управляющему сигналу, и демпфирование колебаний самолета относительно продольной оси.

Блок контроля канала крена при отказе работающего полукомплекта канала крена включает резервный полукомплект. При двойном отказе канал крена автоматически отключается и на приборных досках обоих пилотов мигают табло "УПРАВЛЯЙ КРЕНОМ" и горит лампа "КРЕН ОТКЛ" на ПС, в телефонах и громкоговорителях прослушивается звуковой сигнал и передается речевая информация: "ОТКАЗАЛ АВТОПИЛОТ! ОТКЛЮЧИ!".

Кроме того, блок контроля выключает канал при отказе двух ИКВ (или ПКП), двух каналов БСК-4 системы БСКВ и отказе питания от левого и правого бортов, а также в режиме "ЗАХОД" при углах крена более 15° на высоте ниже 150 м и углах крена более 7° на высоте ниже 60 м.

Блок контроля канала крена вырабатывает сигналы о предельных углах крена самолета. Если угол крена достигнет предельного значения (32 ± 2 , или 15 ± 2 , или $7,5 \pm 1^\circ$), то на приборных досках пилотов загораются табло "ВЕЛИК КРЕН ЛЕВ", "ВЕЛИК КРЕН ПРАВ".

Переключение порогов с 32° на 15° производится:

на высоте 200 м и ниже, если закрылки убраны или выпущены на угол менее 40°;

при выпуске закрылков на 40° независимо от высоты полета;

на высоте 200 м в режиме "ЗАХОД" при наличии сигнала о готовности РТС посадки независимо от положения закрылков.

Переключение на порог $7,5 \pm 1^\circ$ производится на высоте 60 м и ниже, если включен канал крена автопилота.

Если крен самолета достиг предельного значения при включенном канале крена, то через телефоны и громкоговорители включается речевая информация «КРЕН ВЕЛИК!».

При автоматическом и ручном переключении канала крена с полуккомплекта I на полуккомплект II (или наоборот) режим работы канала крена сохраняется за исключением случая, когда канал крена работает в режиме "КУРС" (переключатель режимов на ПР-173 находится в положении "КУРС I").

Режим "КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ"

Канал крена в этом режиме стабилизирует курс, который имел самолет в момент включения режима. Режим включается автоматически при включении автопилота, а также в других случаях. Включение режима сопровождается сигнализацией - загорается табло "КС" на приборной доске пилотов.

Датчиком, измеряющим отклонение от заданного курса, является блок синхронизации курса БСК. Отклонения по углу крена и по скорости изменения крена измеряются соответственно ИКВ и БДГ. Сигнал от ИКВ преобразуется предварительно в БСС. Сигналы отклонений суммируются в АУ, суммарный сигнал подается в БУМ, где усиливается по мощности и поступает в РМ элеронов.

Режим "УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ "КРЕН"

Режим используется для выполнения разворотов и виражей. При повороте ручки "КРЕН" на пульте управления сигнал, пропорциональный углу поворота ручки, поступает в АУ, где усиливается и суммируется с другими сигналами. В результате РМ крена отклоняют элероны, и самолет входит в разворот с углом крена, пропорциональным углу поворота ручки "КРЕН", но не более 29°. Во время разворота обнуляется БСК и не реагирует на изменение курса самолета.

При нажатии ручки "КРЕН" выключается любой режим, в котором работал до этого канал крена.

Для вывода самолета из разворота следует установить ручку "КРЕН" в нейтральное положение, при этом канал крена переходит в режим "КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ", самолет переходит в прямолинейный полет и канал крена стабилизирует курс, который самолет имел в момент установки ручки "КРЕН" в нейтральное положение.

Канал тангажа

Канал тангажа стабилизирует положение самолета относительно поперечной оси и управляет продольным движением самолета.

Канал работает в режимах:

- "СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА";
- "УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ "СПУСК-ПОДЪЕМ";
- "СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)";
- "СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ";
- "ЗАХОД";
- "2 КРУГ".

Последние два режима могут быть включены только совместно с системой траекторного управления.

Перед включением канала тангажа осуществляется приведение к нулю управляющего сигнала на входе РМ высоты. Это обеспечивает безударное включение канала независимо от угла тангажа самолета перед включением.

Канал тангажа имеет позиционную, скоростную и изодромную обратные связи. Позиционная обратная связь обеспечивает линейную зависимость между управляющим сигналом и положением руля высоты, скоростная связь - демпфирование колебаний самолета относительно поперечной оси, изодромная устраняет статические ошибки канала при постоянно действующих пикирующем или кабрирующем моментах.

Канал тангажа контролируется блоком контроля. При отказе работающего полукомплекта канала тангажа блок контроля выключает его и одновременно безударно включает резервный полукомплект. При двойном отказе блок контроля полностью выключает канал тангажа, при этом мигают табло "УПРАВЛЯЙ ТАНГАЖОМ" и на ПС горит лампа "ТАНГАЖ ОТКЛ", в телефонах и громкоговорителях прослушивается звуковой сигнал и передается речевая информация: "ОТКАЗАЛ АВТОПИЛОТ! ОТКЛЮЧИ!".

Кроме того, блок контроля отключает канал тангажа, если:

отклонение вертикальной перегрузки от 1 составляет $\pm 0,35$ при полете по маршруту и $\pm 0,27$ в режиме "ЗАХОД" на высоте 150 м и ниже;

угол тангажа на кабрирование равен $15 \pm 2^\circ$ и на пикирование $7 \pm 1^\circ$;

отказали две ИКВ;

отказала система автоматического триммирования руля высоты;

угловая скорость тангажа превышает 2 град/с при работе на всех режимах, кроме режимов "УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ "СПУСК-ПОДЪЕМ" и "ЗАХОД";

не поступает сигнал текущего угла тангажа при работе в режиме "ЗАХОД";

отказали два блока ухода на второй круг при работе в режиме "УХОД НА 2 КРУГ";

отключилось питание канала постоянным или переменным током.

Режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА"

Режим стабилизирует угол тангажа, который имел самолет в момент включения автопилота. Измерение угла тангажа производится ИКВ и передается в АУ продольного канала через блок следящей системы. В АУ сигнал усиливается и суммируется с другими сигналами. Далее усиленный сигнал поступает на рулевую машину руля высоты, которая поворачивает руль высоты, и самолет восстанавливает заданный угол тангажа.

Одновременно в АУ поступают:

сигнал $\dot{\vartheta}$, пропорциональный скорости изменения угла тангажа, который обеспечивает демпфирование колебаний самолета относительно поперечной оси, - от БДГ;

сигнал ω_y , пропорциональный угловой скорости вокруг вертикальной оси самолета, компенсирующий потерю высоты при углах крена более 3° , - от БДГ;

сигнал δ_z , пропорциональный углу выпуска закрылков, компенсирующий изменение высоты при выпуске и уборке закрылков, - от ДП-34;

сигнал $\delta_{ст}$, пропорциональный углу поворота стабилизатора, компенсирующий воздействие перемещения стабилизатора на самолет, - от ДПС-5-1.

Режим не имеет изодромной обратной связи.

Режим "УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ "СПУСК-ПОДЪЕМ"

Режим используется для управления самолетом по углу тангажа. Сигнал, пропорциональный углу поворота ручки "СПУСК-ПОДЪЕМ", поступает в АУ, где суммируется с другими сигналами. При этом самолет под воздействием руля высоты изменяет угол тангажа пропорционально углу поворота ручки «СПУСК-ПОДЪЕМ». Режим включается при нажатии ручки «СПУСК-ПОДЪЕМ» и выключается при отпускании ее. При нажатии ручки выключается любой режим, в котором работал канал тангажа автопилота.

Режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)"

Режим используется для стабилизации скорости (числа М) во время набора высоты или при снижении. Канал тангажа стабилизирует скорость (число М), которую имел самолет в момент включения режима. Изменение заданного значения скорости (числа М) при включенном режиме не предусмотрено.

Отклонение от заданной скорости (числа М) измеряется ИКВСП. Сигнал ΔV (ΔM), пропорциональный этому отклонению, поступает в АУ, где преобразуется так же, как в режиме "СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА". При этом отклоняется РВ, что приводит к изменению угла тангажа самолета и восстановлению заданной скорости (числа М).

Режим имеет изодромную обратную связь, поэтому при наличии постоянно действующих пикирующих или кабрирующих моментах скорость (число М) выдерживается без статической ошибки, причем угол тангажа самолета может измениться.

При переключении полукомплектов I и II, автоматическом или ручном, режим выключается и канал тангажа переходит в режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА".

Режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ"

Режим используется при выполнении горизонтального полета, а также во время захода на посадку до "захвата" глассады. Канал тангажа в режиме "СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ" работает так же, как в режиме "СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (числа M)". На вход АУ подается сигнал, пропорциональный отклонению от заданной высоты ΔH , который вырабатывается в ИКВСП. При отклонении РВ самолет, изменив угол тангажа, восстанавливает заданную высоту, а затем и угол тангажа. Если условия, влияющие на изменение высоты, действуют постоянно, то благодаря изодромной обратной связи высота полета восстанавливается без статической ошибки, причем угол тангажа при этом может измениться.

При переключении полукомплектов, автоматическом и ручном, режим сохраняется.

Включение и выключение автопилота и его режимов

Автопилот включается на высоте не менее 200 м, причем работает один из его полукомплектов, другой непрерывно находится в согласовании с работающим полукомплектом и готов к немедленному безударному включению. Включение автопилота можно производить при наборе высоты и снижении, в горизонтальном полете и во время разворота. При включении стабилизируется текущий курс и угол тангажа. Если автопилот включается во время разворота, то вначале самолет выводится из крена, а затем стабилизируется курс, который будет иметь самолет в момент выхода из крена.

Для включения автопилота следует сбалансировать самолет, снять усилия с рычагов управления, а затем включить выключатель «АП ВКЛ» на пульте управления, зафиксировать его предохранительным колпачком и нажать кнопку «АП» на пульте режимов. При этом одновременно включаются каналы курса, крена и тангажа (полукомплект 1). Если полукомплект 1 какого-либо канала неисправен, то при нажатии кнопки «АП» включится полукомплект 2 этого канала. При включении автопилота загораются лампы «АП» на пульте режимов и лампы «КУРС 1», «КРЕН 1» и «ТАНГАЖ 1» на пульте сигнализации.

При включении автопилота включаются режимы «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ» для канала крена и «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА» для канала тангажа независимо от положения переключателя режимов на пульте режимов. На приборной доске пилотов горит табло «КС».

Включение режимов канала крена

Режим управления от ручки «КРЕН» включается нажатием и поворотом ручки «КРЕН» на пульте управления, при этом самолет под воздействием автопилота входит в разворот. Для выключения режима следует установить ручку «КРЕН» в нейтральное положение, при этом автопилот переключается в режим

«КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ», а самолет выходит из разворота и переходит в прямолинейный полет с курсом, который имел самолет в момент установки ручки «КРЕН» в нейтральное положение.

Включение режимов канала тангажа

Режим «УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ «СПУСК-ПОДЪЕМ» включается нажатием ручки «СПУСК-ПОДЪЕМ» на пульте управления. При повороте ручки под воздействием канала тангажа самолет изменяет угол тангажа на величину, пропорциональную углу поворота ручки «СПУСК-ПОДЪЕМ».

Режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)" включается нажатием кнопки "СКОР" ("МАХ") на пульте режимов, при этом на пульте режимов загорается лампа "СКОР" ("МАХ"). Выключается режим нажатием ручки "СПУСК-ПОДЪЕМ", канал тангажа переводится в режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА», гаснет лампа "СКОР" ("МАХ"). Кроме того, режим выключается нажатием кнопки "МАХ" ("СКОР") или "ВЫС" на пульте режимов, канал тангажа при этом переводится в режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)" или "СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ".

Режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ" включается кнопкой "ВЫС", а также кнопкой "ВЕРТ" при заходе на посадку. Кроме того, режим включается автоматически при нажатой кнопке "Н₃" на пульте вертикального маневра и при достижении заданной на ПВМ высоты полета. При включении режима загорается лампа "ВЫС" на ПР.

Выключается режим нажатием ручки "СПУСК-ПОДЪЕМ", при этом канал тангажа переводится в режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА". Режим выключается также при нажатии кнопок "СКОР" или "МАХ", при этом канал тангажа переводится в режим "СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)". Во время захода на посадку режим выключается автоматически при "захвате" глиссады.

Выключение автопилота

Автопилот может быть выключен несколькими способами:

нажатием кнопки "ОТКЛ САУ" на штурвалах;

нажатием кнопок "КУРС ОТКЛ", "КРЕН ОТКЛ" и "ТАНГАЖ ОТКЛ" на пульте сигнализации;

выключением выключателя "АП ВКЛ" на пульте управления.

Перед выключением автопилота следует убедиться по прибору ИНЗ-2Б в том, что отсутствуют усилия в проводках управления рулем направления и элеронами. При наличии усилий их нужно снять переключателями на панели "ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ". Если это требование не выполнить, то при выключении автопилота возможен рывок по курсу и крену.

При выключении автопилота выключаются его рулевые машины и рычаги управления самолетом становятся свободными, а также гаснет лампа "АП" на пульте режимов и лампы, сигнализирующие о работе каналов автопилота, на пульте сигнализации.

Если нажать кнопку "КУРС ОТКЛ", "КРЕН ОТКЛ" или "ТАНГАЖ ОТКЛ",

то при этом выключается только соответствующий канал автопилота.

Сигнализация

Автопилот имеет сигнализацию режимов работы, предельных кренов, отказов каналов курса, крена и тангажа, критических режимов полета (см. табл. 9 и 10). В качестве световой (визуальной) сигнализации используются сигнальные табло типа ТС-5 на приборных досках пилотов, лампы на пультах САУ, бленкеры на приборах.

Сигнальные табло на приборных досках пилотов подключены к системе аварийной, предупреждающей и уведомляющей сигнализации типа САС-1, которая, получая сигналы от автопилота, усиливает и преобразует их в зависимости от назначения сигнала. Сигнальные табло автопилота имеют аварийный и предупреждающий характер, поэтому они работают в импульсном режиме.

Звуковая сигнализация включается при автоматическом выключении канала крена и тангажа, при нажатии кнопки "ОТКЛ САУ" на штурвалах. Кроме того, в полете при отказах каналов крена и тангажа и при превышении предельных кренов при включенном канале крена через телефоны членов экипажа и громкоговорители в кабине экипажа передается речевая информация.

Таблица 9. Сигнализация включения режимов

| Канал | Наименование режима | Световая сигнализация | | | Условия включения |
|-------|----------------------------|---|--|--|---|
| | | Наименование | Цвет | Размещение | |
| Курса | | «АП» «КУРС 1» или «КУРС 2» | Зеленый Зеленый Зеленый | Пульт режимов Пульт сигнализации | 1. Нажата кнопка «АП» на пульте режимов. 2. Нажата кнопка «КУРС 1» или «КУРС 2» |
| Крена | «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ» | «АП» «КРЕН 1» или «КРЕН 2» «КС» | Зеленый Зеленый Зеленый Зеленый | Пульт режимов Пульт сигнализации Приборная доска пилотов | 1. Нажата кнопка «АП» на пульте режимов. 2. Нажата кнопка «КРЕН 1» или «КРЕН 2» на пульте сигнализации. 3. Канал крена работал в каком-либо режиме, затем нажата и отпущена ручка «КРЕН» на пульте управления. 4. Отказ ЦВМ в режиме «НАВИГАЦИЯ» 5. Отказ РТС посадки или вычислителей в режиме заход |
| | «УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ КРЕН» | «АП» «КРЕН 1» или «КРЕН 2» | Зеленый Зеленый Зеленый | Пульт режимов Пульт сигнализации | 1. Нажата кнопка «АП» на пульте режимов. Нажата и повернута ручка «КРЕН» на пульте управления. 2. Нажата кнопка «КРЕН 1» или «КРЕН 2» на пульте сигнализации. Нажата и повернута ручка «КРЕН» |

| | | | | | |
|---------|-------------------------------------|---|--|---|--|
| Тангажа | «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА» | «АП» «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2» | Зеленый Зеленый | Пульт режимов Пульт сигнализации | 1. Нажата кнопка «АП» на пульте режимов. 2. Нажата кнопка «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2». 3. Канал тангажа работал в каком-либо режиме, затем нажата и отпущена ручка «СПУСК-ПОДЪЕМ» на пульте управления. 4. Отказ ИКВСП в режиме «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)» или «СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ» |
| | «УПРАВЛЕНИЕ ОТ РУЧКИ «СПУСК-ПОДЪЕМ» | «АП» «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2» | Зеленый Зеленый | Пульт режимов Пульт сигнализации | 1. Нажата кнопка «АП» на пульте режимов. Нажата ручка «СПУСК-ПОДЪЕМ». 2. Нажата кнопка «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2». Нажата ручка «СПУСК-ПОДЪЕМ» |
| | «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (число М)» | «АП» «СКОР» или «МАХ» «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2» | Зеленый Белый Желтый Зеленый Зеленый | Пульт режимов Пульт сигнализации | 1. Нажата кнопка «АП» на пульте режимов. ИКВСП исправен. Нажата кнопка «СКОР» или «МАХ». 2. Нажата кнопка «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2». ИКВСП исправен. Нажата кнопка «СКОР» или «МАХ» |
| Тангажа | «СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ» | «АП» «ВЫС» «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2» | Зеленый Синий Зеленый Зеленый | Пульт режимов Пульт сигнализации | 1. Нажата кнопка «АП». ИКВСП исправен. Нажата кнопка «ВЫС». 2. Нажата кнопка «ТАНГАЖ 1» или «ТАНГАЖ 2». ИКВСП исправен. Нажата кнопка «ВЫС» |

Таблица 10. Сигнализация предельных положений самолета и отказов автопилота

| Наименование предельного положения или отказа | Световая сигнализация | | | | Звуковая сигнализация | Примечание |
|---|---|--------|--------------|-------------------------|---|--|
| | Наименование | Цвет | Режим работы | Размещение | | |
| Угол крена достиг предельного значения | Табло «ВЕЛИК КРЕН ЛЕВ» «ВЕЛИК КРЕН ПРАВ» | Желтый | Непрерывный | Приборная доска пилотов | В полете речевая информация «КРЕН ВЕЛИК!» при включенном канале крена | При уменьшении угла крена сигнализация выключается. Сигнализация не работает при отказе двух ИКВ |

| | | | | | | |
|---|--|---------|-------------|-------------------------|--|--|
| Отказ одного полуконспекта в каналах автопилота | Гаснут лампы «КУРС 1», «КРЕН 1», «ТАН-ГАЗ 1» Загораются лампы «КУРС 2», «КРЕН 2», «ТАН-ГАЗ 2» | Зеленый | Непрерывный | Пульт сигнализации | Нет | Производится автоматическое переключение на резервный полуконспект |
| | Пульт сигнализации | | | Нет | | |
| Второй отказ в канале курса | Лампа «КУРС ОТКЛ» | Красный | Непрерывный | Пульт сигнализации | Нет | Автоматически выключается канал курса |
| Второй отказ в канале крена | Табло «◀ ▶» | Красный | Импульсный | Приборная доска пилотов | Зуммер в телефонах и громкоговорителях пилотов. Речевая информация в полете: «ОТКАЗАЛ АВТОПИЛОТ! ОТКЛЮЧИ!» | Автоматически выключается канал крена |
| | Лампа «КРЕН ОТКЛ» | Красный | Непрерывный | Пульт сигнализации | | |
| Второй отказ в канале тангажа | Табло «▲ ▼» | Красный | Импульсный | Приборная доска пилотов | Зуммер в телефонах и громкоговорителях пилотов. Речевая информация в полете: «ОТКАЗАЛ АВТОПИЛОТ! ОТКЛЮЧИ!» | Автоматически выключается канал тангажа |
| | Лампа «ТАН-ГАЗ ОТКЛ» | Красный | Непрерывный | Пульт сигнализации | | |

5. СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Система траекторного управления работает совместно с автопилотом и предназначена для стабилизации центра тяжести самолета относительно заданной траектории. Система траекторного управления обеспечивает:

- полет с заданным курсом или путевым углом;
- полет по траектории, задаваемой ЦВМ, в горизонтальной плоскости;
- автоматическое управление самолетом при заходе на посадку до высоты 30 м по сигналам курсоглиссадных маяков, соответствующих 2 категории ICAO;
- автоматическое и директорное управление самолетом при заходе на посадку до высоты 60 м по сигналам курсоглиссадных маяков, соответствующих 1 категории ICAO;
- индикацию положения самолета относительно линии заданного пути (ЛЗП) при полете по маршруту, относительно равносигнальных линий курсоглиссадных маяков при заходе на посадку;

- автоматическое управление при уходе на второй круг;
- индикацию командных сигналов при заходе на посадку и при автоматическом уходе на второй круг;
- сигнализацию о режимах работы системы, предельных отклонениях от равносигнальных линий курсоглиссадных маяков, о готовности траекторного управления при заходе на посадку;
- автоматический контроль работы системы;
- автоматическое выключение одного вычислителя траекторного управления при его отказе и полное выключение системы при отказе двух вычислителей.

Состав системы, размещение и назначение блоков (рис.40).

Система траекторного управления состоит из блоков, обеспечивающих работу двух полукомплектов автопилота (табл. 11). Вычислитель системы (БСДТ) является трехканальным (состоит из трех одинаковых блоков). Два канала используются при полете по маршруту (каждый канал работает в составе полукомплекта системы). Все три канала используются при заходе на посадку.

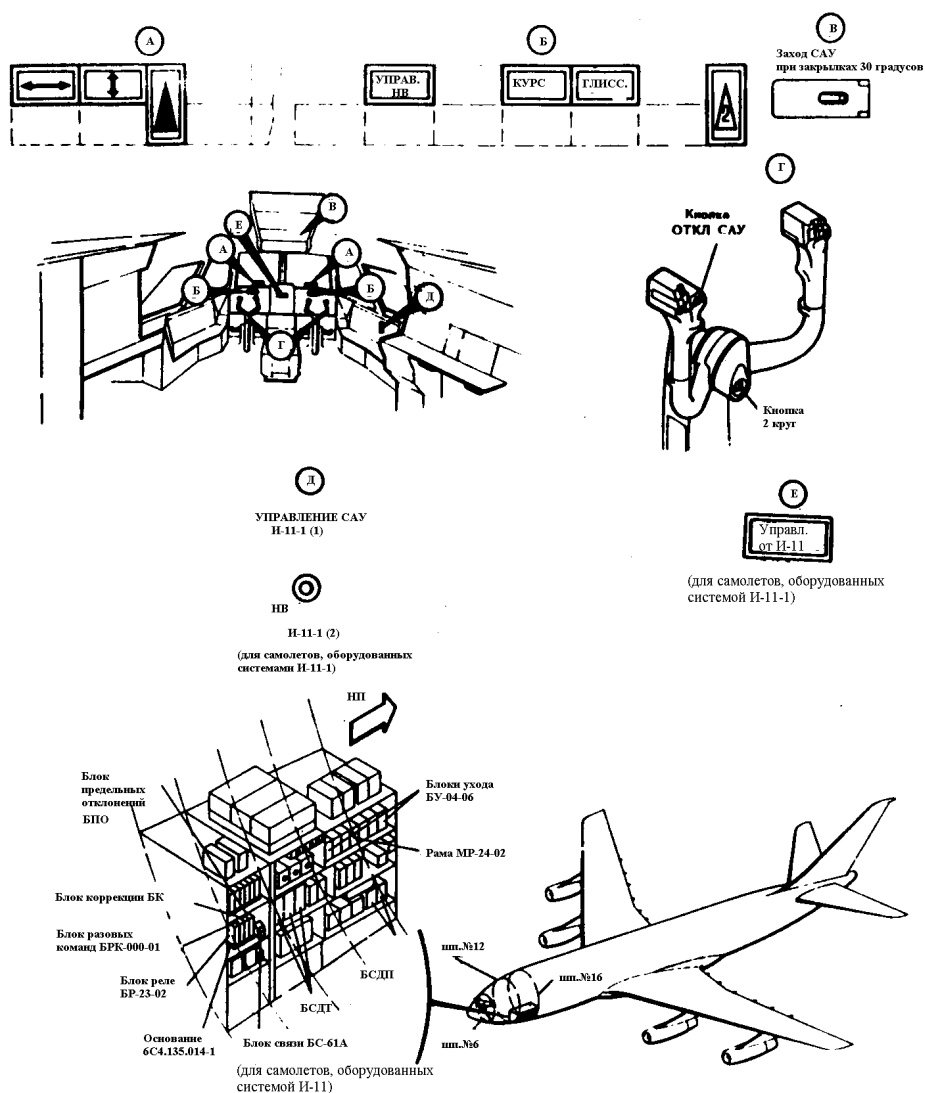


Рис.40. Размещение блоков системы траекторного управления

Таблица 11. Состав системы

| Наименование блоков | Обознач. и шифр | Кол. шт | Обозн. на схеме | Назначение |
|---|-----------------|---------|-----------------|--|
| Блок связи с датчиками траектории (вычислитель траекторного управления состоит из трех одинаковых блоков) | БСДТ | 1 | H23/31 | В режимах «КУРС» и «НАВИГАЦИЯ» (используются два блока), получая информацию от БСКВ, ПНП и ЦВМ, формируют сигналы, пропорциональные отклонению самолета от заданного курса и заданной траектории полета. В режиме «ЗАХОД» (используется три блока), получая информацию от РТС посадки, формируют сигналы $\gamma_{\text{зад}}$, $\vartheta_{\text{зад}}$ для автопилота. Вырабатывает сигнал «+27В» при «захвате» глиссады. Выполняет необходимую коммутацию при переключении режимов работы системы траекторного управления |
| Блок связи с директорными приборами (состоит из двух блоков) | БСДП | 1 | H24/31 | Формирует и усиливает сигналы директорного управления, поступающие в ПКП на командные стрелки и бленкеры «К» и «Т» |
| Блок коррекции | БК | 1 | H26/31 | Осуществляет коррекцию сигнала $\vartheta_{\text{зад}}$, формируемого в БСДТ, в зависимости от высоты полета при заходе на посадку, начиная с высоты 200м |
| Блок разовых команд | БРК-000-01 | 1 | H26/31 | Формирует команды в виде электрических сигналов напряжением 27В при заходе на посадку на высотах 200; 150; 60; 30 м |
| Блок предельных отклонений | БПО | 2 | H26/31 | Вырабатывает сигналы «+27В» при предельных отклонениях от равносигнальных линий курсового и глиссадного маяков. Сигналы поступают на табло « \leftrightarrow » и « \updownarrow ». Включается на высоте 150м и ниже. |
| Блок реле | БР-23-02 | 1 | H26/31 | Формирует сигналы «+27В», поступающие от БРК. Подключает БК и БРК к РВ2 при отказе РВ1 и отключает эти блоки при отказе двух РВ |
| Основание | МР-23 | 1 | H26/31 | Является общей платформой для установки БК, БРК, БПО и БР. Обеспечивает электрическое подключение блоков к бортовой сети самолета |

| | | | | |
|---|------------|----|---|---|
| Блок ухода | БУ-04-03 | 2 | H27/31 | Вырабатывает управляющие сигналы для АП, АТ и АПС при автоматическом уходе на второй круг, контролирует работу АП и АТ во время ухода. Может быть включен после выпуска закрылков на 40° |
| Рама | МР-24-02 | 1 | H27/31 | Является общей платформой восьми блоков: БС, БАПС (2шт.), БУ (2шт.), ВАУТ (2шт.) и БР. Обеспечивает соединение перечисленных блоков с бортовой сетью самолета. <u>Примечание:</u> Блоки БАПС входят в состав АПС, ВАУТ и БР – в состав АТ и БС – в состав АП |
| Кнопка «2 КРУГ» | 2КНР | 2 | H57/31 H58/31 | Включает режим «2 КРУГ» в системе траекторного управления, АТ и АПС |
| Самолетное оборудование | | | | |
| Выключатель «ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30°» | 2ВГ-15к-2С | 1 | H127/31 | Обеспечивает возможность выполнять автоматическое и директорное управление при заходе на посадку, если закрылки выпущены на 30° (при отказе одного двигателя) |
| Табло сигнальные | ТС-5М | 14 | H61/31, H62/31, H67/31 H68/31, H69/31, H70/31, H77/31, H78/31, H103/31, H104/31, H107/31 H108/31 H119/31 H120/31 | Сигнализируют о режимах работы системы, ее отказах, о предельных отклонениях самолета |

Система траекторного управления работает совместно с автопилотом. Система получает сигналы от БСКВ, ЦВМ и бортовых радионавигационных систем об отклонении от ЗПУ (ЗК), о положении самолета относительно заданной линии пути в полете по маршруту, о траектории снижения при заходе на посадку. Система преобразует эти сигналы и в зависимости от режима работы направляет их в автопилот.

Для увеличения надежности система имеет строенный блок связи с датчиками траектории (БСДТ). Остальные блоки систем сдвоены.

В каждом блоке вычислителя имеются каналы крена и тангажа, которые работают совместно с соответствующими каналами автопилота.

Система работает в следующих режимах:

Канал крена

«КУРС»

«НАВИГАЦИЯ»

Канал тангажа

«ЗАХОД»

«2 КРУГ»

«ЗАХОД»
«2 КРУГ»

Режим «КУРС»

Режим используется для полета с заданным курсом или путевым углом.

Заданный курс или путевой угол устанавливается ручкой «КУРС» на селекторе курса системы «Курс-МП», при этом «ЗПУ» и индекс «ЗК» ПНП индицируют установленный ЗПУ или ЗК.

В ПНП формируется сигнал отклонения текущего курса от заданного значения и производится суммирование с сигналом угла сноса, поступающим от ДИСС. Сигнал, пропорциональный сумме сигналов, поступает в вычислитель системы (БСДТ), где производится усиление суммарного сигнала, а затем от вычислителя в автопилот, где он усиливается и преобразуется так же как в режиме «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ». Самолет разворачивается и выходит из разворота, когда курс самолета станет равным заданному с учетом угла сноса.

После того, как курс самолета станет равным заданному значению, СТУ совместно с автопилотом стабилизирует этот курс. На ПНП при этом стрелка «ЗПУ» и индекс «ЗК» совпадают со стрелкой угла сноса (если работает ДИСС) или с индексом курса (если ДИСС не работает или работает в режиме «ПАМЯТЬ»). Для изменения курса самолета следует установить на селекторе курса системы «Курс-МП» новый курс.

В режиме «КУРС» используются два блока вычислителя БСДТ (из трех). Каждый блок работает независимо друг от друга и связан с одним полуконструктом автопилота. Один из блоков, связанный с включенным полуконструктом автопилота, является рабочим, другой, связанный с резервным полуконструктом автопилота, находится в «горячем» резерве.

Переключение блоков производится совместно с переключением полуконструктов автопилота, при этом режим «КУРС» автоматически выключается, и канал крена автопилота переходит в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ». Режим также автоматически выключается при отказе соответствующего канала БСКВ.

Режим «НАВИГАЦИЯ»

Режим используется для автоматического самолетовождения по маршруту, заданному ЦВМ или системой И-11-1 (при установке системы И-11-1 на изделии) в зависимости от положения переключателя «УПРАВЛЕНИЕ САУ» (при установке системы И-11-1). При отклонении самолета от ЛЗП ЦВМ вырабатывает сигнал $\gamma_{зад}$ (система И-11-1 – сигналы z и \dot{z} , пропорциональные отклонению и скорости отклонения от ЛЗП). Эти сигналы усиливаются и преобразуются в вычислителе (БСДТ), а затем поступают в автопилот, где формируются управляющие сигналы для рулевой машины канала крена. Элероны отклоняются, и самолет, совершая разворот, возвращается на ЛЗП. На ПНП стрелка «ЗПУ» и индекс «ЗК» индицируют ЗПУ текущей ортодромии, вычисленной в ЦВМ. Счетчик дальности индицирует расстояние, оставшееся до ППМ.

В режиме «НАВИГАЦИЯ» так же, как в режиме «КУРС», используется два блока БСДТ - по числу полукомплектов автопилота. Переключение блоков производится совместно с переключением полукомплектов автопилота, при этом режим не выключается.

Режим автоматически выключается при отказе ЦВМ, при этом канал крена переходит в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ».

Режим «ЗАХОД»

Канал крена

Канал крена в режиме «ЗАХОД» работает в двух подрежимах: «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» и «ЗК».

Подрежим «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» используется при заходе на посадку для выхода на ось ВПП с последующим снижением до 30м по траектории, задаваемой курсовым маяком, удовлетворяющим требованиям 2 категории ИСАО. Подрежим «ЗК» служит для построения предпосадочного маневра в районе аэродрома без использования ЦВМ.

В подрежиме «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» используется три блока БСДТ. Режим включается в точке начала четвертого разворота, при этом на вход вычислителя поступают сигналы $\Delta\psi, \dot{\psi}, \varepsilon_k$. Сигнал $\Delta\psi$, вырабатываемый в ПНП, равен разности между значениями курса ВПП и текущего курса самолета. Сигнал $\Delta\psi$ в вычислителе пропускается через звено с зоной нечувствительности в диапазоне $\pm 20^\circ$.

Сигнал $\dot{\psi}$, пропорциональный угловой скорости по курсу, вырабатывается в БСДТ и обеспечивает демпфирование колебаний самолета по курсу.

Сигнал ε_k , пропорциональный отклонению от равносигнальной зоны курсового маяка, поступает от системы «Курс-МП». Кроме того, в каждом блоке вычислителя вырабатывается сигнал $\dot{\varepsilon}_k$, пропорциональный скорости отклонения от равносигнальной зоны курсового маяка. На выходе каждого блока БСДТ вырабатывается суммарный сигнал $\gamma_{зад}$. Сигналы с выхода трех блоков подаются в блок сравнения, где производится кворумирование, т.е. определение среднеарифметического значения сигнала. Этот сигнал поступает в автопилот, где усиливается и преобразуется так же, как в режиме «НАВИГАЦИЯ». Рулевые машины канала крена отклоняют элерон, и самолет, разворачиваясь, занимает положение, при котором $\gamma_{зад} = 0$.

В подрежиме «ЗК» канал крена работает так же, как в режиме «КУРС». Заданный путевой угол участка предпосадочного маневра устанавливается ручкой «КУРС» на пульте управления.

При выпуске закрылков на угол 40° (или при включении выключателя «ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30° »), если закрылки выпущены на угол более 5°) в канале крена включается изодромная обратная связь для компенсации боковых ошибок, возникающих при наличии постоянно действующих кренящих моментов.

В подрежиме «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» осуществляется контроль правильности работы блоков вычислителя БСДТ. Контроль осуществляется в блоке сравнения. Если сигнал $\gamma_{\text{зад}}$ одного из трех блоков отличается от кворумированного сигнала $\gamma_{\text{зад.кв.}}$ на величину, превышающую допуск, то этот блок автоматически отключается. Если сигнал $\gamma_{\text{зад}}$ одного из двух оставшихся блоков будет отличаться от сигнала $\gamma_{\text{зад.кв.}}$, то отключаются оба оставшихся блока, несмотря на то, что один из блоков исправен. Подрежим «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» при этом переключается в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ».

Канал тангажа

При включении режима сначала обеспечивается стабилизация высоты, которую имел самолет в момент включения режима, затем после «захвата» глиссады – снижение вдоль равносигнальной линии глиссадного маяка до высоты 30м. Режим включается в той же точке (начало четвертого разворота), в которой включается подрежим «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» для канала крена, высота полета стабилизируется так же, как в режиме «СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ» автопилота.

Одновременно на вход трех блоков БСДТ поступает сигнал ε_r от системы «Курс-МП», пропорциональный отклонению самолета от равносигнальной линии глиссадного маяка. В каждом блоке БСДТ, кроме того, вырабатывается сигнал $\dot{\varepsilon}_r$, пропорциональный скорости отклонения самолета от равносигнальной линии глиссадного маяка. Однако сигналы ε_r и $\dot{\varepsilon}_r$ не участвуют в управлении до «захвата» глиссады. «Захват» глиссады происходит после выхода самолета на ось ВПП и выпуска закрылков на 40° при пересечении самолетом равносигнальной линии глиссадного маяка. После «захвата» глиссады сигналы ε_r и $\dot{\varepsilon}_r$ усиливаются и преобразуются в сигнал $\vartheta_{\text{зад}}$, который с выхода каждого блока поступает в блок сравнения, где вырабатывается сигнал $\vartheta_{\text{зад.кв.}}$ так же, как в канале крена.

Сигнал $\vartheta_{\text{зад.кв.}}$ поступает в автопилот, где преобразуется так же, как в режиме «СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ». Кроме того, в момент «захвата» глиссады в блоках вычислителя вырабатывается кратковременный форсирующий сигнал на пикирование, необходимый для уменьшения времени перехода самолета в режим снижения по равносигнальной линии. Под действием этих сигналов руль высоты отклоняется на пикирование, и самолет переходит на снижение.

На высоте 200м по сигналу БРК включается блок коррекции, который производит коррекцию передаточного отношения между сигналом $\vartheta_{\text{зад.кв.}}$ и отклонением руля высоты в зависимости от высоты полета. Коррекция продолжается до высоты 30м, при этом передаточное отношение уменьшается на 50%.

На высоте 150м по сигналу БРК подключается сигнал, пропорциональный вертикальной перегрузке n_y , для улучшения качества стабилизации полета

на глиссаде при искривлении равносигнальной линии глиссадного маяка. Одновременно включается сигнализация предельных отклонений от равносигнальных линий курсового и глиссадного маяков. Сигнализация работает до высоты 30м.

На высоте 30м загорается табло « $H_{\text{решен}}$ » (если оно не загорелось раньше по сигналу радиовысотомера), и пилоты должны выключить САУ и произвести дальнейшее снижение и посадку при ручном управлении. На высоте 18м гаснет табло « $H_{\text{решен}}$ ». В режиме «ЗАХОД» в канале тангажа так же, как и в канале крена, производится контроль правильности работы блоков вычислителя. Контроль производится в блоке сравнения таким же образом, как в канале крена. При отказе вычислителей автопилот переключается в режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА».

Режим «2 КРУГ»

Режим используется для автоматического ухода на второй круг при заходе на посадку. Режим может быть включен при условии, что выпущены закрылки на 40° и включен автопилот.

Канал крена

Если режим «2КРУГ» включен на высоте ниже 30м, то блок ухода переключает канал крена автопилота в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ». После того, как высота полета превысит 30м, блок ухода переключает канал крена в режим «КУРС». В этом режиме канал крена продолжает работать до выключения режима «2 круг».

Канал тангажа

При включении режима блок ухода подает в автопилот форсирующие сигналы на кабрирование: постоянный сигнал и сигнал, непрерывно возрастающий. Руль высоты отклоняется, и самолет переходит в режим набора высоты с возрастающим углом тангажа. Когда угол тангажа достигнет 6° , блок ухода отключает оба форсирующих сигнала, и канал тангажа автопилота переходит в режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА». Для того чтобы на режим стабилизации не оказывали влияние выпущенные закрылки и продольное ускорение самолета, блок ухода выдает в автопилот команды на включение сигналов n_x и углу поворота закрылков, которые суммируются с другими сигналами «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА». В режиме «2 КРУГ» вводится дополнительный контроль: если через 0,4с после включения режима не начнет отклоняться руль высоты и самолет не перейдет на кабрирование, или, если угол тангажа достигнет 9° и руль высоты или стабилизатор не перемещается на пикирование, то сначала автоматически производится переключение на резервный полукомплект, а затем, если неисправность не устранится, происходит отключение канала тангажа с соответствующей световой и звуковой сигнализацией.

Директорное управление

Директорное управление самолетом является резервным, оно используется при заходе на посадку. При директорном управлении самолет ведет пилот, контролируя положение самолета по командным стрелкам ПКП. Формирование сигналов, отклоняющих командные стрелки, производится в вычислителе БСДТ и в блоке связи с директорными приборами БСДП.

Команды для директорного управления вырабатываются как разность между управляющим сигналом $\gamma_{\text{зад.кв.}} (\vartheta_{\text{зад.кв.}})$ и текущим значением угла крена (тангажа). Управляющие сигналы формируются в БСДТ так же, как при автоматическом управлении, вычисление разности между управляющими сигналами и текущими значениями углов крена и тангажа. Преобразование ее в команды для командных стрелок ПКП производится в БСДП.

Директорное управление может быть включено в зоне действия РТС посадки. Для этого следует включить выключатель «АП ВКЛ» на пульте управления, зафиксировать его предохранительным колпачком и установить переключатель режимов в положение «ЗАХОД». При этом на ПКП убираются бленкеры «К» и «Т» (бленкер «Т» убирается после выпуска закрылков на угол 40° или после включения выключателя «ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30° », если закрылки выпущены на угол более 5°), в поле зрения появляются командные стрелки.

Если пилот, управляя самолетом, удерживает командные стрелки так, чтобы они совпадали с силуэтом самолета на ПКП, то самолет движется по расчетной траектории захода на посадку. На высоте 60м следует выключить директорное управление, установив переключатель режимов в положение «КУРС».

Режим «КУРС»

Режим может быть включен в полете по маршруту. Для включения режима необходимо установить на обоих селекторах курса системы «Курс-МП» заданный путевой угол и нажать кнопку «ГОРИЗ» на пульте режимов. Самолет под воздействием автопилота разворачивается на заданный курс. На ПНП стрелка «ЗПУ» и индекс «ЗК» индицируют ЗПУ или ЗК и совпадают после разворота самолета и выхода в прямолинейный полет со стрелкой «УС» (если включен ДИСС) или с индексом курса (если ДИСС не работает или работает в режиме «ПАМЯТЬ»).

Если включена система «Курс-МП» и настроена на какой-либо маяк, то на счетчике ЗПУ ПНП индицируется ЗПУ, установленный ручкой «КУРС» селектора курса.

На пульте режимов горит лампа «ГОРИЗ», а также табло «ЗПУ» на левом и правом ПУ-2П, в зависимости от того, какой полукомплект включен: 1 или 2.

Для изменения направления полета необходимо ручкой «КУРС» селектора курса (левого, если включен полукомплект 1, или правого, если включен полукомплект 2) установить новый ЗПУ, при этом на соответствующем ПНП стрелка «ЗПУ» и индекс «ЗК» устанавливаются на новое значение ЗПУ, самолет разворачивается на новый курс.

При автоматическом или ручном переключении полукомплектов режим выключается.

Гаснет лампа «ГОРИЗ» на пульте режимов и табло «ЗПУ» на ПУ-2П, автопилот переключается в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ» и стабилизирует курс, который имел самолет в момент переключения полукомплектов. Для повторного включения режима следует убедиться в том, что на селекторе курса резервного полукомплекта установлен требуемый ЗПУ, а затем нажать кнопку «ГОРИЗ» на пульте режимов.

Режим выключается нажатием ручки «КРЕН» на пульте управления или установкой переключателя режимов в любое другое положение, при этом гаснет лампа «ГОРИЗ» на пульте режимов и табло «ЗПУ» на ПУ-2П, на приборной доске пилотов загорается табло «КС».

Режим «НАВИГАЦИЯ»

Режим может быть включен, если исправна ЦВМ. Для включения режима следует установить переключатель режимов в положение «НАВИГ» и нажать кнопку «ГОРИЗ»

При этом на ПНП стрелка «ЗПУ», счетчик «ЗПУ» и индекс «ЗК» индицируют ЗПУ, вычисленный ЦВМ, планка курса индицирует боковое отклонение от ЛЗП. На пульте режимов горит лампа «ГОРИЗ», на обоих ПУ-2П – табло «ЦВМ», на приборной доске пилотов – табло «УПРАВ НВ»

Для самолетов, оборудованных системой И-11-1:

Режим может быть включен, если исправна ЦВМ или подключенная к САУ система И-11-1. Для включения режима следует установить переключатель «УПРАВЛЕНИЕ САУ» в положение «НВ», «И-11-1(1)» или «И-11-1(2)» (при установке системы И-11-1), переключатель режимов САУ - в положение «НАВИГ» и нажать кнопку «ГОРИЗ». При этом на ПНП стрелка «ЗПУ», счетчик «ЗПУ» и индекс «ЗК» индицируют ЗПУ, вычисленный ЦВМ, планка курса индицирует отклонение от ЛЗП, вычисленное ЦВМ или подключенной с САУ системой И-11-1.

На пульте режимов горит лампа «ГОРИЗ», на обоих ПУ-2П – табло «ЦВМ», на приборной доске пилотов – табло «УПРАВ НВ» или табло «УПРАВЛ от И-11-1».

Самолет под воздействием автопилота разворачивается и выходит на ЛЗП, стрелка «ЗПУ» и индекс «ЗК» на ПНП при этом должны не совпадать с индексом курса на величину угла сноса.

При смене ЛЗП на центральной панели приборной доски загорается табло «СМЕНА ЛЗП», одновременно на ПНП стрелка «ЗПУ», счетчик «ЗПУ» и индекс «ЗК» индицируют ЗПУ новой ЛЗП, планка курса отклоняется и индицирует боковое отклонение от новой ЛЗП. После того как самолет под воздействием канала крена выйдет на новую ЛЗП, табло «СМЕНА ЛЗП» гаснет.

При подходе к КПП в момент начала разворота на выбранную точку предпосадочного маневра по команде от ЦВМ стрелка «ЗПУ» и счетчик «ЗПУ» индицируют магнитный курс ВПП аэродрома посадки, а индекс «ЗК» - магнит-

ный заданный путевой угол (МЗПУ) текущего участка предпосадочного маневра, планка курса ПНП – расстояние от оси ВПП. Самолет выполняет предпосадочный маневр в соответствии с программой; во время разворота загорается, а затем гаснет табло «СМЕНА ЛЗП». В точке начала четвертого разворота по команде от ЦВМ отключается режим «НАВИГАЦИЯ», и включается режим «ЗАХОД».

Режим выключается нажатием ручки «КРЕН» или установкой переключателя режимов в любое положение. При этом автопилот переключается в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ», за исключением случая, когда переключатель режимов устанавливается в положение «ЗАХОД» (СТУ и автопилот переключаются в режим «ЗАХОД»).

При выключении режима ручкой «КРЕН» гаснет лампа «ГОРИЗ» на пульте режимов и табло «УПРАВ НВ» или (для самолетов, оборудованных системой И-11-1) – «УПРАВ от И-11-1» на приборной доске пилотов загорается там же табло «КС». Одновременно передается речевая информация: «УПРАВЛЕНИЕ НЕ ОТКЛЮЧЕНО! ПРОВЕРЬ БОКОВОЕ ОТКЛОНЕНИЕ!». Если режим выключается переключателем режимов, то в дополнение к указанному выше гаснет табло «ЦВМ» на ПУ-2П.

Режим «ЗАХОД»

Подрежим «ЗК»

Для включения подрежима «ЗК» при выполнении предпосадочного маневра следует установить переключатель режимов на пульте режимов в положение «ЗАХОД», ручкой «КУРС» на пульте управления САУ – ЗПУ текущего участка предпосадочного маневра, контролируя его величину по индексу «ЗК» на обоих ПНП, нажать кнопку «ЗК» на пульте режимов. Одновременно в качестве подготовки к последующему включению подрежима необходимо установить ручками «КУРС» обоих селекторов курса стрелки «ЗПУ» обоих ПНП на курс ВПП аэродрома посадки. В этом случае автопилот управляет самолетом так же, как в режиме «КУРС», только ЗПУ устанавливается ручкой «КУРС» на ПУ, а не на селекторе курса системы «Курс-МП». Кроме того, на пульте режимов горит лампа «ЗК», а не «ГОРИЗ», и не горит табло «ЗПУ» на ПУ-2П (горит табло «ЗАХОД»).

Для перехода на новый участок предпосадочного маневра следует так повернуть ручку «КУРС» на ПУ, чтобы индекс «ЗК» на ПНП индицировал ЗПУ нового участка.

Подрежим выключается нажатием кнопки «ГОРИЗ» на пульте режимов, при этом СТУ и автопилот переключаются в подрежим «ЗАХОД НА ПОСАДКУ». Подрежим может быть также включен нажатием ручки «КРЕН» или установкой переключателя режимов в любое положение, автопилот при этом переходит в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ».

Подрежим «ЗАХОД НА ПОСАДКУ»

Подрежим включается в точке начала четвертого разворота или при заходе «С прямой» на расстоянии 25-30км от ВПП автоматически или вручную. Ав-

томатическое включение производится в режиме «НАВИГАЦИЯ» по команде от ЦВМ. Для ручного включения следует установить переключатель режимов в положение «ЗАХОД» и нажать кнопки «ГОРИЗ» и «ВЕРТ» на пульте режимов. При этом под воздействием автопилота самолет входит в разворот. Одновременно на пульте режимов загораются лампы «ГОРИЗ», «ВЕРТ», «ВЫС», гаснет «ЗК», если она горела; на ПНП стрелка «ЗПУ», счетчик «ЗПУ» и индекс «ЗК» индицируют курс ВПП, планки курса и глиссады отклонены вверх, бленкеры «К» и «Г» убраны; на ПКП убирается бленкер «К», командные стрелки отклонены в сторону разворота (без вертикального перемещения), индекс курса отклонен вправо (влево), индекс глиссады вверх; на приборной доске загорается табло «КУРС», а на ПУ-2П – табло «ЗАХОД». Когда угол крена достигнет заданного значения, командные стрелки возвратятся в нейтральное положение. По мере приближения самолета к оси ВПП планка курса на ПНП и индекс курса на ПКП перемещаются к нейтральному положению. После выпуска закрылков на угол 40° (или включения выключателя «ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30°», если закрылки выпущены на угол более 5°) на ПКП убирается бленкер «Г». По мере приближения к равносигнальной линии глиссады планка глиссады на ПНП и индекс глиссады на ПКП перемещаются вниз. В момент, когда планка глиссады пересечет центр прибора, происходит «захват» глиссады. При этом автопилот переводит самолет в режим снижения; на пульте режимов гаснет лампа «ВЫС»; на ПКП командные стрелки резко перемещаются вниз, а затем возвращаются в нейтральное положение; на приборной доске загорается табло «ГЛИСС».

На высоте 200м переключается порог срабатывания сигнализации о предельном угле крена с 32° на 15°.

На высоте 150м и ниже включается сигнализация о предельных отклонениях от равносигнальных линий курсоглиссадных маяков, и загораются табло «↔» и «↑», если отклонение самолета превысит допустимое значение.

На высоте 60м происходит второе переключение порога срабатывания сигнализации о предельном угле крена, индекс курса и высоты на ПКП начинает перемещаться вверх, указывая на приближение самолета к земле.

На высоте 30м следует выключить САУ, нажав кнопку «ОТКЛ САУ» на штурвале, и произвести посадку, управляя полетом вручную.

При отказе подрежима «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» мигают табло «КУРС» и (или) «ГЛИСС». Автопилот автоматически переключается в режим «КУРСОВАЯ СТАБИЛИЗАЦИЯ» (канал крена) и «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА» (канал тангажа). Чтобы погасить табло «КУРС» и «ГЛИСС», необходимо выключить каналы крена и тангажа.

Режим «2 круг»

Режим включается при необходимости выполнить автоматический уход на второй круг. Режим может быть включен, если закрылки выпущены на 40°. Для включения режима следует нажать кнопку «2 КРУГ» на штурвалах.

Под воздействием автопилота самолет, не изменяя курса, переходит в режим набора высоты. На приборной доске пилотов загорается табло «2 КРУГ»,

гаснут табло «КУРС» и «ГЛИСС», на пульте режимов гаснет лампа «ВЕРТ» (если кнопка «2 КРУГ» нажата на высоте менее 30м, то гаснет и лампа «ГОРИЗ»). Командные стрелки устанавливаются в нейтральное положение. На высоте 30м и более автоматически загорается лампа «ГОРИЗ», и канал крена переключается в режим «КУРС», выдерживая ЗПУ, установленный селектором курса и индицируемый стрелкой «ЗПУ» на ПНП.

Режим выключается нажатием ручки «СПУСК-ПОДЪЕМ» или включением режима «СТАБИЛИЗАЦИЯ ВЫСОТЫ», при этом гаснет табло «2КРУГ».

Сигнализация

СТУ имеет световую и звуковую сигнализацию о включении режимов работы, а также об отказах (табл.12).

Таблица 12. Сигнализация включения режимов работы и отказов СТУ

| Наименование режимов и отказов | Световая сигнализация | | | | Условия включения |
|--------------------------------|---------------------------------------|-----------|-------------------------|--------------|--|
| | Наименование | Цвет | Размещение | Режим работы | |
| Режим «КУРС» | Табло «ЗПУ» | Оранжевый | ПУ-2П | Непрерывный | Включен канал крена автопилота. Переключатель режимов находится в положении «КУРС1», и нажата кнопка на пульте режимов |
| | Лампа «ГОРИЗ» | Зеленый | Пульт режимов | Непрерывный | |
| Режим «НАВИГАЦИЯ» | Табло «ЦВМ» | Белый | ПУ-2П | Непрерывный | Включен канал крена автопилота |
| | Лампа «ГОРИЗ» | Зеленый | Пульт режимов | Непрерывный | Переключатель режимов находится в положении «НАВИГ». ЦВМ исправна и готова к работе. Нажата кнопка «ГОРИЗ» |
| | Табло «УПРАВНВ» или «УПРАВ от И-11-1» | Зеленый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | Включен режим «НАВИГАЦИЯ» от ЦВМ или от подключенной к САУ системы И-11-1, поступил сигнал о переходе на новую ЛЗП |
| | Табло «СМЕНА ЛЗП» | Зеленый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | |
| Режим «ЗАХОД» | Табло «ЗАХОД» | Белый | ПУ-2П | Непрерывный | Включен канал крена автопилота. Переключатель режимов на пульте режимов установлен в положение «ЗАХОД» |

| | | | | | |
|-----------------------------------|------------------|---------|-------------------------------|-------------|--|
| Подрезим «ЗАХОД НА ПОСАДКУ» | Лампа «ГОРИЗ» | Зеленый | Пульт режимов | Непрерывный | Включен канал крена автопилота |
| | Лампа «КУРС» | Зеленый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | Имеется готовность РТС. Нажата кнопка «ГОРИЗ» на пульте режимов |
| | Лампа «ВЕРТ» | Зеленый | Пульт режимов | Непрерывный | Включен канал тангажа автопилота. |
| | Лампа «ГЛИСС» | Зеленый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | Имеется готовность РТС. Нажата кнопка «ВЕРТ» на пульте режимов. Произведен «захват» глиссады. Выпущены закрылки на 40° или 30° при включенном выключателе «ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30°» |
| | Табло «↔» | Желтый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | Отклонение от равносигнальных линий курсоглиссадных маяков превышает допустимое значение |
| | Табло «↕» | Желтый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | |
| Режим «2 КРУГ» | Табло 2 круг | Зеленый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | Выпущены закрылки на угол 40° или 30° при включенном выключателе «ЗАХОД САУ ПРИ ЗАКРЫЛКАХ 30°». Включены каналы крена и тангажа автопилота. Нажата кнопка «2 КРУГ» |
| | Табло «ЗАХОД» | Белый | ПУ-2П | Непрерывный | |
| | Лампа «ГОРИЗ» | Зеленый | Пульт режимов | Непрерывный | |

| | | | | | |
|---|-----------------|---------|-------------------------|-------------|--|
| Отказ РТС посадки или вычислителя БСДТ | Табло «КУРС» | Зеленый | Приборная доска пилотов | Импульсный | Отказ РТС посадки (нет сигнала готовности РТС). Отказ двух вычислителей из трех. Включены каналы крена и тангажа автопилота |
| | Табло «ГЛИСС» | Зеленый | Приборная доска пилотов | Импульсный | |
| | Табло «КС» | Зеленый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | <u>ПРИМЕЧАНИЕ:</u> Одновременно гаснут «ГОРИЗ», «ВЕРТ» на пульте режимов |
| Запрещение выполнять заход на посадку по 2-й категории ICAO | Табло «1 КАТЕГ» | Желтый | Приборная доска пилотов | Непрерывный | Включены каналы крена и тангажа. Высота более 60м. Отказ двух комплектов радиовысотомеров или отказ двух полукомплектов автомата тяги |
| Немедленный переход на ручное управление | Табло Δ | Красный | Приборная доска пилотов | Импульсный | Включены каналы крена и тангажа. Высота более 60м. Горят табло «↔» или «↕», или отказ канала крена или тангажа автопилота, отказ автомата тяги, отказ двух комплектов радиовысотомеров, или погасла лампа «ВЕРТ» или (и) «ГОРИЗ» на пульте режимов. <u>ПРИМЕЧАНИЕ:</u> Включение табло «Δ» сопровождается звуковой сигнализацией, прослушиваемой в телефонах и громкоговорителях через СПУ |

6. АВТОМАТ ТЯГИ

Назначение

Автомат тяги (АТ) обеспечивает:

- стабилизацию заданной приборной скорости или числа М путем регулирования тяги двигателей в полете;
- управление приборной скоростью путем изменения тяги двигателей;
- управление тягой двигателей при автоматическом уходе на 2-й круг;
- контроль за работой блоков АТ, переключение с отказавшего на исправный полукомплект или полное отключение АТ при его отказе.

Состав АТ, размещение и назначение его блоков (рис.41)

АТ представляет собой двухканальную систему и состоит из полукомплектов 1 и 2. Полукомплекты дублируют друг друга (работает только один полукомплект, другой находится в «горячем» резерве и готов к немедленному включению). Блоки, входящие в комплект в одном экземпляре, сдвоенные, они обеспечивают работу обоих полукомплектов.

Состав автомата тяги приведен в табл.13.

Таблица 13. Состав автомата тяги

| Наименование блоков | Обозначение и шифр | Колич. шт. | Обозн. на схеме | Назначение |
|---------------------------------------|--------------------|------------|------------------|--|
| Датчик горизонтальных ускорений | ДГУ | 2 | Н35/31 Н36/31 | Вырабатывает электрические сигналы, пропорциональные проекции ускорения самолета на его продольную ось |
| Вычислитель автомата тяги | ВАУТ | 2 | Н27/31 | Формирует командные сигналы при отклонении скорости (числа М) от заданного значения. Контролирует работу блоков АТ и производит переключение с отказавшего полукомплекта на исправный или полное отключение АТ |
| Блок магнитных усилителей | БМУ | 1 | Н28/31 | Усиливает и преобразует сигналы, поступившие от ВАУТ, и подает их на ИМАТ |
| Исполнительный механизм автомата тяги | ИМАТ-2-12-4А | 1 | Н13/31 | Перемещает рычаги управления двигателями (РУД) со скоростью, пропорциональной сигналам, поступающим от БМУ |
| Блок реле | БР-24-01 | 1 | Н27/31 | Производит коммутацию цепей и сигналов автоматов тяги |
| Самолетное оборудование | | | | |
| Концевой выключатель блокировки | В-601-2С | 2 | Н14/31 Н15/31 | Разрывает цепь питания АТ при застопоренных РУД и включает табло «РАССТОП РУД» при включении автомата тяги |

| | | | | |
|---------------------------------|-------------------------------------|---|--|---|
| Кнопка выключения автомата тяги | 2КЗ | 2 | Н9/31 Н149/31 | Выключает автомат тяги |
| Выключатели муфт ИМАТ | ВК-15к-2С | 4 | Н145/31 Н146/31 Н147/31 Н148/31 | Включает муфты сцепления ИМАТ |
| Реле | ТКЕ21П1Г А | 4 | 41/651 41/652 41/653 41/654 | Включают муфты сцепления ИМАТ, срабатывают при включении выключателей «РАБОТА-ОСТАНОВ» двигателей |
| Табло сигнальные | ТС-5 по 0012 с 0013 ТС- 5М | 5 | Н73/31 Н74/31 Н87/31 Н93/31 Н94/31 | Сигнализирует о включении АТ, о его отказе и о необходимости расстопорить РУД |

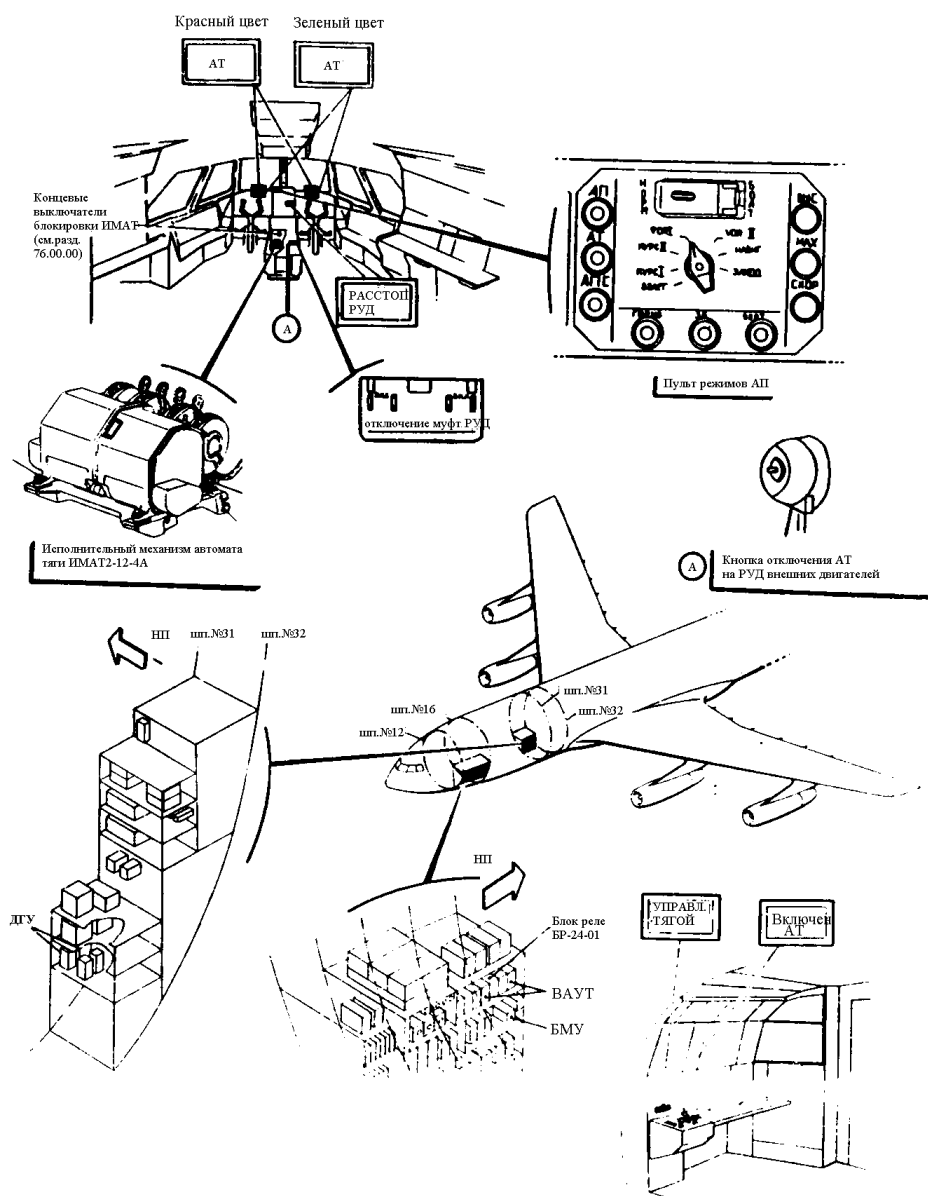


Рис.41. Размещение аппаратуры автомата тяги на самолете

Основные технические данные

Диапазон заданных скоростей от V_{\min} до V_{\max} самолета.

Погрешность стабилизации скорости в невозмущенной атмосфере 1,5%.

Усилие пересиливания ИМАТ менее 6 кГц.

АТ работает в режимах:

«СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)»;

«УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ»;

«2 КРУГ».

Режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)»

Режим используется для стабилизации скорости полета во время движения самолета по глиссаде при заходе на посадку, а также в горизонтальном полете по маршруту и при выполнении маневра.

Режим включается одновременно с включением автомата тяги, при этом стабилизируется скорость, которую самолет имел в момент включения АТ. Стабилизируемое значение скорости (заданная скорость) индицируется на указателе задатчика скорости УЗС, а также на обоих УСИМ с помощью подвижного индекса. Стабилизация скорости обеспечивается путем регулирования тяги двигателей.

Если до включения АТ автопилот работал в режиме «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ», то при включении автомата тяги автопилот переключается в режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ УГЛА ТАНГАЖА». Стабилизация скорости при этом будет обеспечиваться автоматом тяги.

При отклонении скорости от заданного значения в ИКВСП вырабатывается сигнал ΔV , пропорциональный этому отклонению, который поступает на вход ВАУТ. Одновременно на вход ВАУТ подается сигнал n_x от ДГУ, пропорциональный проекции ускорения самолета на его продольную ось, сигнал ϑ от ИКВ, пропорциональный углу тангажа самолета, сигнал ω_z от БДГ, пропорциональный угловой скорости тангажа, а также сигнал $\dot{\delta}$ от ИМАТ, пропорциональный скорости перемещения РУД. Эти сигналы ВАУТ суммируются, преобразуются и усиливаются, при этом вырабатывается сигнал $\delta_{\text{зад}}$, который поступает в блок магнитных усилителей, где производится усиление его мощности до величины, необходимой для управления двигателем ИМАТ.

Двигатель ИМАТ через редуктор перемещает РУД, при этом изменяется тяга двигателей и, следовательно, скорость полета на такую величину, чтобы компенсировать отклонение скорости от заданного значения. Величина ΔV индицируется на обоих ПКП отклонением индексов скорости, а также на УСИМ обоих пилотов как расстояние по шкале прибора между стрелкой приборной скорости и подвижным индексом. При отклонении РУД в одно из крайних положений срабатывает соответствующий концевой выключатель ИМАТ и

выключает управляющий сигнал $\delta_{зад}$, РУД при этом останавливается. Если изменится полярность $\delta_{зад}$, то сигнал вновь подключится и РУД переместится к среднему положению, концевой выключатель ИМАТ возвратится в исходное положение.

Режим «УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ»

Режим используется для изменения стабилизируемой скорости. Для включения режима следует, не включая АТ, задать ручкой на УЗС заданную скорость. Контроль за ее величиной производится по счетчику $V_{пр}$ УЗС. Одновременно отклоняется индекс скорости на ПКП, подвижный индекс на обоих УСИМ перемещается и индицирует тоже значение скорости, что установлено на счетчике $V_{пр}$ УЗС. В ИКВСП вырабатывается сигнал ΔV , пропорциональный отклонению текущей скорости от нового заданного значения. Этот сигнал усиливается и преобразуется также как в режиме «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ (ЧИСЛА М)», при этом РУД переместится и изменится тяга двигателей на такую величину, при которой скорость самолета достигла нового заданного значения, и стрелка приборной скорости УСИМ совместится с неподвижным индексом.

Режим «2 КРУГ»

Режим используется при автоматическом уходе на второй круг. Режим включается при нажатии кнопки «2КРУГ» на штурвале, при этом включается автомат тяги, если он ранее не был включен. Одновременно отключаются сигналы ΔV , n_x , ϑ и δ , и включается форсирующий сигнал K_ϕ , который после усиления в БМУ поступает в ИМАТ, при этом РУД перемещается в положение «ВЗЛЕТ» и двигатели переводятся на взлетный режим. Самолет увеличивает скорость. Счетчик $V_{пр}$ на УЗС и подвижный индекс на УСИМ индицируют текущую скорость полета. Когда скорость самолета достигнет 340 км/ч (закрылки выпущены на угол 30°) или 310 км/ч (закрылки выпущены на угол 40°), отключается сигнал K_ϕ и включается режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ». При этом РУД перемещается назад, уменьшается тяга двигателей и счетчик $V_{пр}$ на УЗС и подвижный индекс на УСИМ индицируют стабилизируемую скорость 340 или 310 км/ч. При необходимости можно перевести АТ в режим «УПРАВЛЕНИЕ СКОРОСТЬЮ» и установить требуемую скорость полета.

Контроль работы АТ

Контроль работы АТ осуществляют элементы контроля, размещенные в ВАУТ. При отказе работающего полукомплекта производится автоматическое выключение отказавшего и включение резервного полукомплекта АТ. Если элементы контроля зафиксируют отказ и резервного полукомплекта, то автомат тяги автоматически выключается с соответствующей сигнализацией. Автомат тяги также автоматически выключается, если на выходе ИМАТ обоих полу-

комплектов сигналы δ , пропорциональные скорости перемещения РУД, отличаются друг от друга на величину, превышающую допуск.

Работа

АТ может быть включен, если расстопорены РУД, исправны ИКВ и ИКВСП, при наличии питания переменным и постоянным током и включенном канале тангажа. Для использования АТ при директорном управлении предусмотрена возможность включения АТ, когда выключен канал тангажа, но при условии, что выпущены шасси. АТ включается нажатием кнопки «АТ» на пульте режимов или кнопки «АТ1» («АТ2») на пульте сигнализации. Если при нажатии на эти кнопки будут расстопорены РУД, то АТ не включится, а загорится табло «РАССТОП РУД» на центральной панели приборной доски пилотов.

При включении АТ одновременно включается режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ» и загораются лампы «АТ» и «СКОР» на пульте режимов, лампа «АТ1» («АТ2») на пульте сигнализации, табло «АТ» на приборной доске пилотов и «ВКЛЮЧЕН АТ» на приборной доске бортинженера. Режим «СТАБИЛИЗАЦИЯ ЧИСЛА М» включается при включенном АТ нажатием кнопки «МАХ», при этом загорается лампа «МАХ» и гаснет «СКОР» на пульте режимов. При переключении полукомплектов (автоматическом или ручном) режим сохраняется.

При отказе АТ автоматически отключается, мигают красные табло «АТ» на приборной доске пилотов и «УПРАВЛ ТЯГОЙ» на приборной доске бортинженера, загорается лампа «АТ ОТКЛ» на пульте сигнализации, гаснут зеленые табло «АТ» и «ВКЛЮЧЕН АТ» на приборных досках пилотов и бортинженера, лампы «АТ» и «СКОР» («МАХ») на пульте режимов и «АТ1» («АТ2») на пульте сигнализации, одновременно в телефонах и громкоговорителях прослушивается звуковой сигнал (зуммер).

Включение световой и звуковой сигнализации при отказе АТ производится нажатием на кнопки: «ОТКЛ САУ» на штурвалах, кнопки РУДов внешних двигателей и «АТ ОТКЛ» на пульте сигнализации.

Для выключения автомата тяги следует нажать кнопки, перечисленные выше, при этом гаснут табло «АТ», «ВКЛЮЧЕН АТ» на приборных досках пилотов и бортинженера, лампы «АТ» и «СКОР» («МАХ») на пульте режимов, «АТ1» или «АТ2» на пульте сигнализации.

Сигнализация

Автомат тяги имеет световую и звуковую сигнализации. Световая сигнализация работает непрерывно или импульсно (режим «проблеска»).

В качестве световой сигнализации используются сигнальные табло ТС-5 на приборных досках пилотов и бортинженера и лампы на пультах режимов и сигнализации.

Режим «проблеска» вырабатывается в САС и поступает на табло. В качестве звуковой сигнализации используются сигналы САС типа «ЗУММЕР», которые поступают в абонентские аппараты пилотов и прослушиваются в их те-

лефонах и громкоговорителях.

Таблица 14. Сигнализация включения режимов работы и отказов АТ

| Наименование режимов и отказов АТ | Световая сигнализация | | | | Звуковая сигнализ. | Условия включения |
|--|---|----------------|---|------------------|--|--|
| | Наименование | Цвет | Размещение | Режим работы | | |
| Включение автомата тяги и режима «СТАБИЛИЗАЦИЯ СКОРОСТИ» | Табло «АТ» «ВКЛЮЧЕН АТ» | Зелен | Приборные доски пилотов и бортинженера | Непрер | Нет | 1. Нажата кнопка «АТ» на пульте режимов включен канал тангажа автопилота или выпущено шасси. Расстопорены РУД 2. Нажата кнопка «АТ1» или «АТ2» на пульте сигнализации. Включен канал тангажа или выпущено шасси. Расстопорены РУД |
| | Лампы «АТ» «СКОР» «АТ1» или «АТ2» | Зелен Зелен | Пульт режимов Пульт сигнализации | Непрер Непрер | Нет Нет | |
| Включение режима «СТАБИЛИЗАЦИЯ ЧИСЛА М» | Табло «АТ» «ВКЛЮЧЕН АТ» | Зелен | Приборные доски пилотов и бортинженера | Непрер | Нет | Включен АТ, нажата кнопка «МАХ» на пульте режимов |
| | Лампа «АТ», «МАХ» «АТ1» или «АТ2» | Зелен Зелен | Пульт режимов Пульт сигнализации | Непрер Непрер | Нет Нет | |
| Двойной отказ АТ | Табло «АТ» | Красн | Приборные доски пилотов | Импульсн | Зуммер в телефонах и громкоговорителях | Неисправны оба полукomплекта АТ |
| | Табло «УПРАВЛ ТЯГОЙ» Лампа «АТ ОТКЛ» | Красн | Приборная доска бортинженера Пульт сигнализации ПС-172 | Непрер | | |
| Попытка включения АТ при застопоренных РУД | Табло «РАССТОП РУД» | Желт | Приборная доска пилотов | Непрер | Нет | Нажата кнопка «АТ» на пульте режимов и не расстопорены РУД |

7. АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ АСУУ-1

Назначение

Автоматическая система устойчивости и управляемости (АСУУ) обеспечивает требуемую устойчивость и управляемость самолета на всех режимах полета в диапазоне допустимых изменений центровки и веса.

АСУУ обеспечивает:

-демпфирование короткопериодических колебаний самолета курсу и крену;

-улучшение управляемости самолета на скоростях более $1,4 V_s$;

-ограничение хода педалей и угла отклонения руля направления при $V_{пр} \geq 320$ км/ч;

-непрерывный контроль за исправностью устройств системы и автоматическое отключение отказавших подканалов и устройств и всей системы в целом с соответствующей световой, звуковой и речевой сигнализацией;

-изменение в зависимости от приборной скорости и балансировки самолета передаточного отношения $K_{ш}$ между углами отклонения рычагов управления (штурвала, педалей) и углами отклонения соответствующих рулей (элеронов).

Система используется при ручном и автоматическом управлении, включается перед взлетом и выключается после посадки.

Состав (табл.15, 16), размещение и назначение блоков систем (рис. 42, 43)

АСУУ состоит из системы устойчивости СУС-86 и системы управляемости СУ-86. Пульты ПУ-41 (пульт управления) и ППК-4 (пульт предполётного контроля) используются для обеих систем, но входят в комплект СУС-86.

Таблица 15. Состав, размещение и назначение блоков системы устойчивости

| Наименование блоков | Обозначение и шифр | Колич. шт. | Обозначение на схеме | Назначение |
|---|--------------------|------------|----------------------|---|
| Блок демпфирующих гироскопов канала курса | БДГ-25-6 | 2 | H6/32 H7/32 | Измеряет угловую скорость относительно вертикальной оси самолета и вырабатывает соответствующие электрические сигналы. Вырабатывает сигнал отказа БДГ |
| Блок демпфирующих гироскопов канала крена | БДГ-25-7 | 2 | H4/32 H5/32 | Измеряет угловую скорость относительно продольной оси самолета и вырабатывает соответствующие электрические сигналы. Вырабатывает сигнал отказа БДГ |

Продолжение табл.15

| | | | | |
|--|----------------------|---|--------------------------------------|--|
| Вычислитель устойчивости канала крена | ВУ-6 | 1 | Н3/32 | Преобразует и усиливает сигналы угловой скорости, поступающие от БДГ, и формирует управляющие сигналы для рулевого агрегата РА-72 элеронов. Контролирует работу канала крена системы и отключает неисправный подканал или полностью канал крена с соответствующей световой сигнализацией и речевой информацией |
| Вычислитель устойчивости канала курса | ВУ-7 | 1 | Н3/32 | Выполняет те же задачи в канале курса, что и ВУ-6 |
| Рама групповая монтажная | РГМ-1 | 1 | Н3/32 | Является общей амортизированной платформой для установки вычислителей ВУ-6 и ВУ-7. Обеспечивает электрическое подключение вычислителей к бортовой сети самолета |
| Пульт управления | ПУ-41 | 1 | Н1/32 | Сигнализирует об отказе подканалов крена и курса СУС-86. Сигнализирует об отказе подканалов в системе управляемости. Служит для ручного выключения неисправных подканалов курса и крена системы устойчивости и подканалов курса, крена и тангажа системы управляемости |
| Пульт предполетного контроля | ППК-4 | 1 | Н2/32 | Служит для контроля СУС-86 при техническом обслуживании их на земле. Определяет отказавший подканал в системах устойчивости и управляемости |
| Агрегат рулевой | РА-72 | 2 | Н8/32 Н9/32 | Является исполнительным элементом СУС-86. Преобразует управляющие сигналы, поступающие от вычислителя, в перемещение проводки, связанной с золотниковым механизмом рулевого привода. |
| Самолетное оборудование | | | | |
| Механизм конечных выключателей | МКВ-45 | 1 | Н1/83 | Выдает сигнал «+27В» в вычислители каналов курса и крена при выпуске закрылков на 30° |
| Выключатели | 3В200К | 4 | Н41/32 Н42/32 Н43/32 Н44/32 | Включают и выключают питание переменным током, напряжением 36В подканалов курса и крена |
| Переключатель «ОБНУЛЕНИЕ КОНТРОЛЯ ДЕМПФЕРОВ» | 2ПНГ-15к | 1 | Н33/32 | Выключает сигналы отказа подканалов курса, крена. Используется для повторного включения канала после его отказа, если причина отказа устранена (например, при кратковременном отключении питания переменным током напряжением 36 В) |
| Табло сигнальные | ТС-5 по 0012 с 02013 | 6 | Н11/32 Н12/32 Н13/32 | Сигнализируют об отсутствии резерва и об отказе каналов курса, крена (горят без мигания) |

| | | | | |
|--|-------|--|--------|--|
| | ТС-5М | | Н14/32 | |
|--|-------|--|--------|--|

Таблица 16. Состав, размещение и назначение блоков системы управляемости

| Наименование блоков | Обозначение и шифр | Колич. шт. | Обозначение | Назначение |
|--|--------------------|------------|-------------------------|---|
| Блок демпфирующих гироскопов | БДГ-25-7 | 2 | Н4/33 Н5/33 | Измеряет угловую скорость самолета вокруг его поперечной оси и вырабатывает соответствующие электрические сигналы |
| Датчик положения руля высоты | ДПС-5-1 | 1 | Н10/33 | Измеряет угол отклонения руля высоты и вырабатывает соответствующий электрический сигнал |
| Датчик положения стабилизатора | ДПС-5 | 1 | Н11/33 | Измеряет угол отклонения стабилизатора и вырабатывает соответствующий электрический сигнал |
| Вычислитель управляемости канала крена | ВУП-4 | 2 | Н1/33 | Преобразует и усиливает сигнал приборной скорости $V_{пр}$, поступающий из ИКВСП, и формирует управляющий сигнал для электромеханизма МВД2Д3. Осуществляет ручное управление электромеханизмом МВД2Д3. Контролирует работу канала крена системы, отключает неисправный подканал и включает резервный или выключает полностью канал крена при отказе двух подканалов с соответствующей световой и речевой сигнализацией |
| Вычислитель управляемости канала курса | ВУП-5 | 2 | Н2/33 | Выполняет те же задачи, что и ВУП-4, а также обеспечивает включение механизма ограничения хода педалей МЭТ-4М при $V_{пр} \geq 320$ км/ч |
| Вычислитель управляемости канала тангажа | ВУП-6 | 2 | Н3/33 | Преобразует сигнал отклонения руля высоты и стабилизатора в сигнал эквивалентного положения руля высоты при горизонтальном полете, усиливает этот сигнал и вырабатывает управляющий сигнал для электромеханизма МВД2Д3. Контролирует работу канала так же, как ВУП-4 |
| Рама групповая монтажная | РГМ-2 | 1 | Н1/33 | Является амортизационной платформой для установки двух блоков ВУП-4. Обеспечивает электрическое соединение вычислителей к бортовой сети самолета |
| Рама групповая монтажная | РГМ-2-1 | 1 | Н2/33 | Служит для установки двух блоков ВУП-5, выполняет те же задачи, что РГМ-2 |
| Рама групповая монтажная | РГМ-2-2 | 1 | Н3/33 | Служит для установки двух блоков ВУП-6, выполняет те же задачи, что РГМ-2 |
| Механизм вращательного действия | МВД2Д3 | 3 | Н6/33 Н7/33 Н8/33 | Изменяет коэффициент $K_{ш}$ элеронов и рулей высоты и направления по сигналам вычислителей |
| Механизм возвратно-поступательного | МЭТ-4М | 1 | Н9/33 | Ограничивает отклонение руля направления и педалей по сигналу вычислителя ВУП-5 |

| | | | | |
|----------|--|--|--|--|
| действия | | | | |
|----------|--|--|--|--|

Продолжение табл.16

| Самолетное оборудование | | | | |
|---|----------------------------|---|--------------------------------------|--|
| Выключатели | 3В200К | 2 | Н25/33 Н26/33 | Включают и выключают питание переменным током, напряжением 36В, обоих подканалов канала тангажа |
| Выключатель | 2ППГ-15к-2с | 3 | Н14/33 Н15/33 Н16/33 | Служит для приведения К _ш в каналах крена, курса и тангажа в исходное положение (производит снятие ограничитель элеронов, рулей направления и высоты) |
| Концевые выключатели «ОГРАНИЧЕНИЕ СНЯТО» | АМ800к | 4 | Н17/33 Н18/33 Н19/33 Н20/33 | Служат для включения сигнализации о снятии ограничения элеронов, рулей направления и высоты |
| Концевые выключатели блокировки МЭТ-4М | АМ800к | 2 | Н21/33 Н22/33 | Блокируют механизм ограничения хода педалей МЭТ-4М при отклонении К _ш руля направления от максимального значения на 20% |
| Концевые выключатели ограничения хода педалей и углов отклонения РН | АМ800к | 2 | Н23/33 Н24/33 | Выключают электромеханизм МЭТ-4М в крайних положениях |
| Табло сигнальные | ТС-5 по 0012 с 02013 ТС-5М | 9 | Н27/33 по Н35/33 | Сигнализируют об отсутствии резерва, отказе каналов крена, курса и тангажа и о снятии ограничения элеронов, рулей направления и высоты |

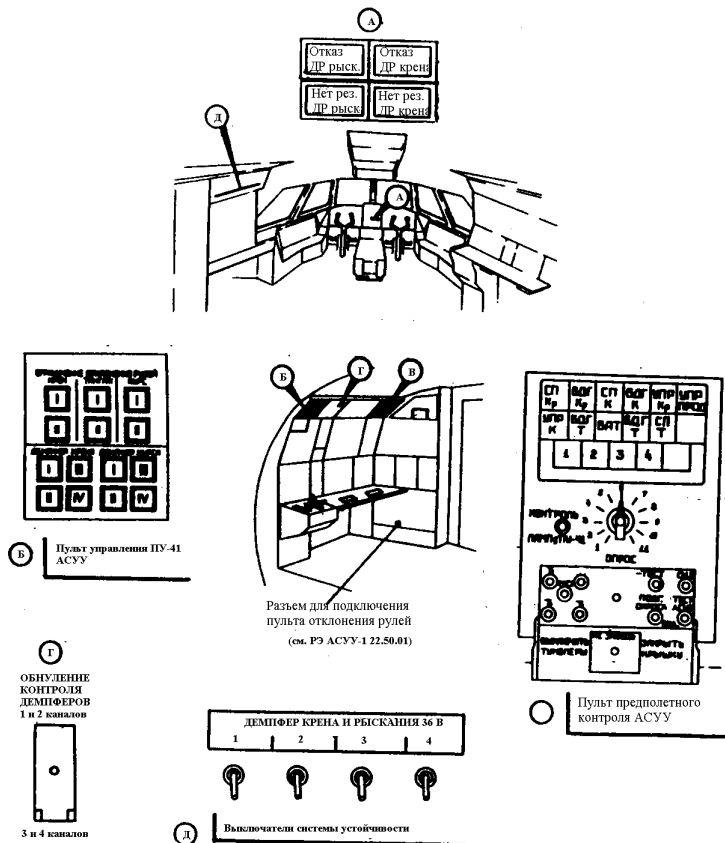
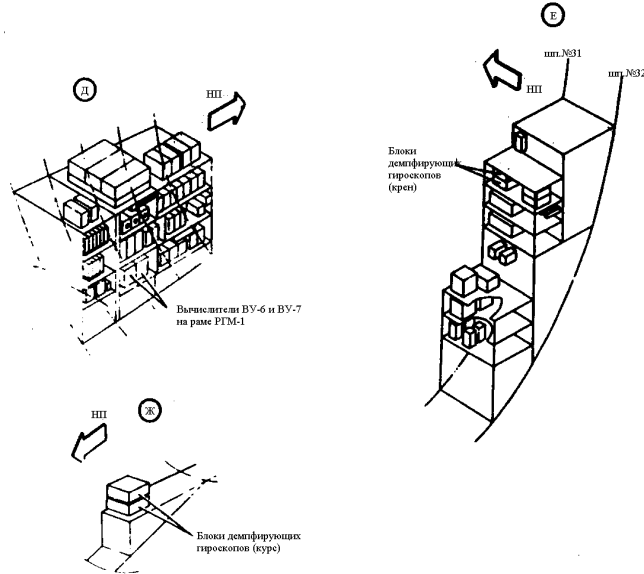
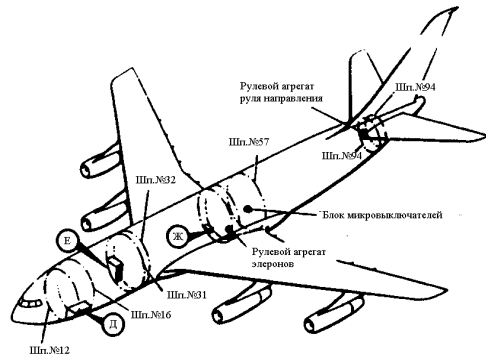


Рис.42. Размещение блоков СУС на самолете



Продолжение рис.42

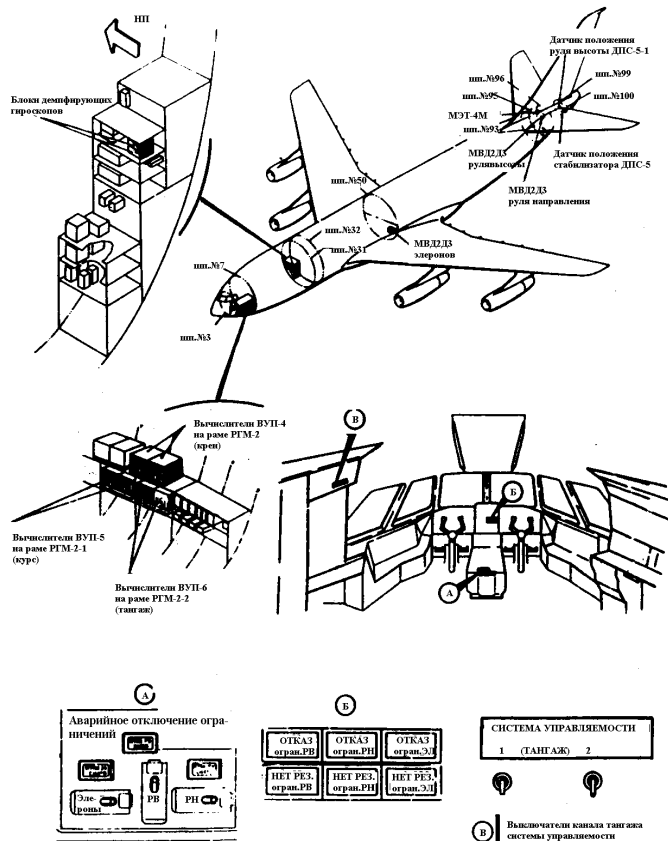


Рис.43. Размещение блоков системы управляемости на самолете

Для обеспечения возможности включения (выключения) электропитания АСУУ переменным током напряжением 36В из кабины экипажа на самолете установлена панель Н253 с выключателями. Панель размещена на рабочем месте дополнительного члена экипажа. В полете панель закрывается крышкой с надписью «В ПОЛЕТЕ НЕ ОТКРЫВАТЬ». Конструкция крышки такова, что она не закроется, если хотя бы один выключатель панели не будет включен. Внешний вид панели изображен на рис.44.

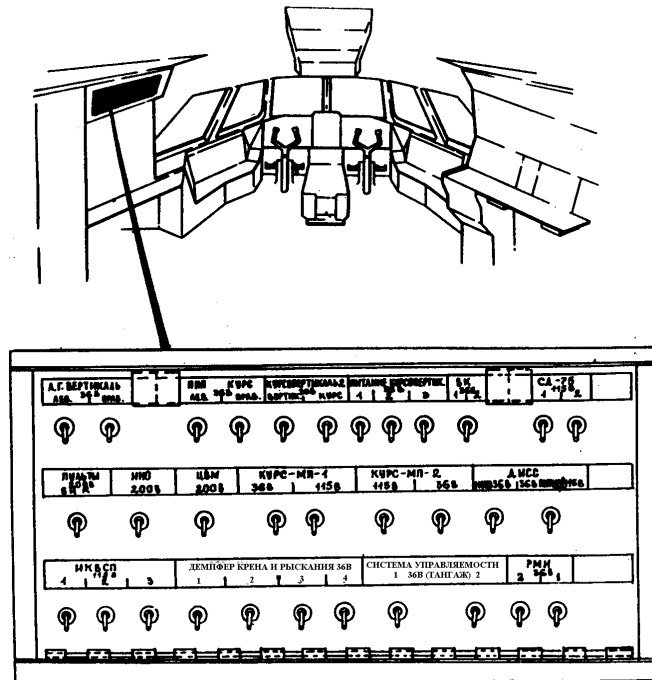


Рис.44. Размещение панели Н253 в кабине экипажа

Основные технические данные.

Система устойчивости.

Полный ход штоков рулевых агрегатов РА-72 ± 35 мм

Максимальное отклонение: элеронов $\pm 5^\circ$

руля направления $\pm 9^\circ$

Система управляемости.

Изменение коэффициента $K_{ш}$:

в канале элеронов в 2 раза

в канале РН в 4,86 раза

в канале РВ в 2 раза

Угол поворота выходного звена механизма МВД2ДЗ 25 оборотов

Система устойчивости (рис.45)

Система устойчивости обеспечивает демпфирование короткопериодических колебаний самолета в боковом движении с помощью элеронов и рулей направления без передачи отклонения элеронов и рулей на штурвал и педали.

СУС облегчает управление самолетом и обеспечивает устойчивость его движения в полете.

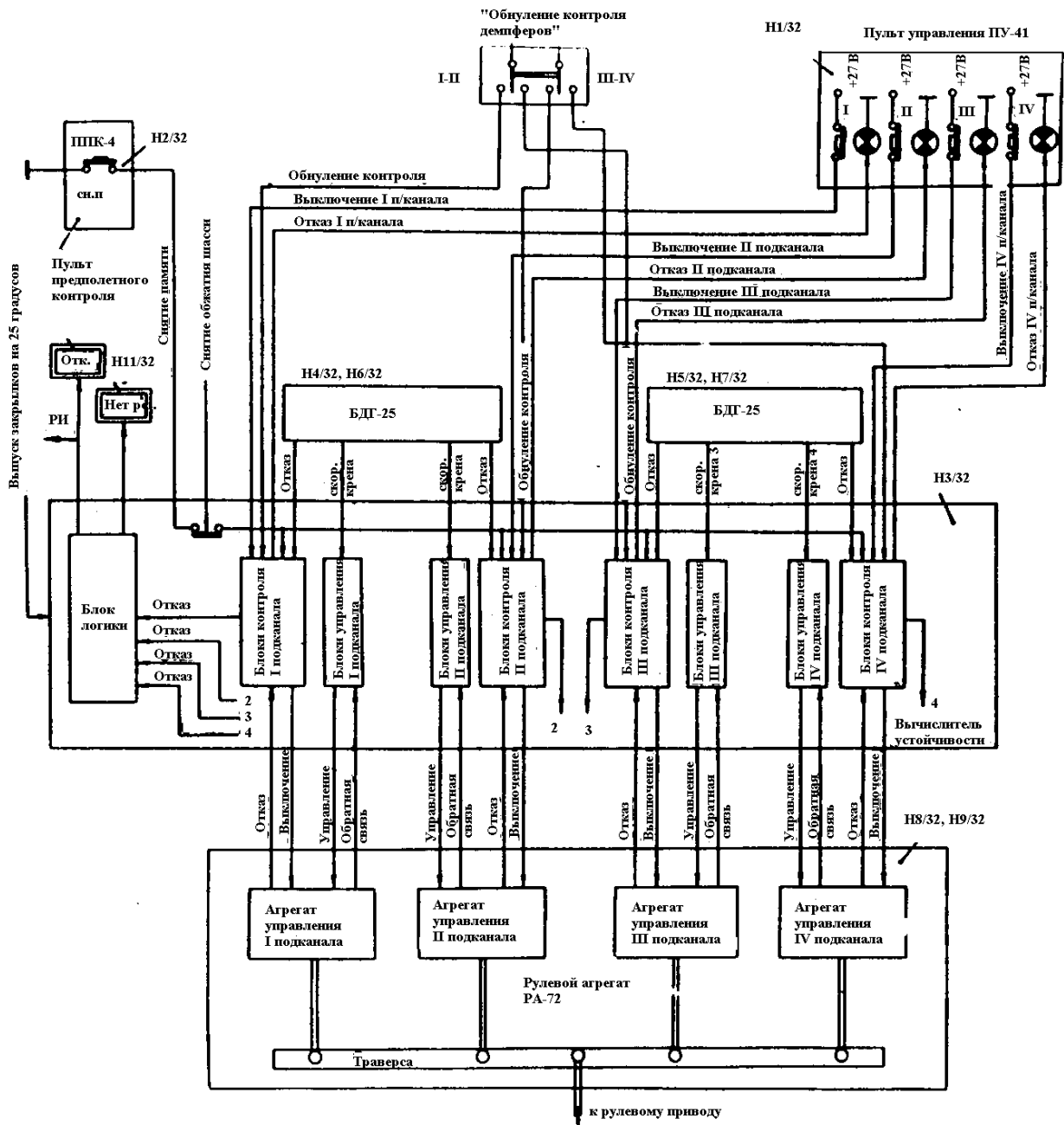


Рис.45. Блок-схема канала крена системы устойчивости

Система устойчивости состоит из каналов крена и курса, именуемых демпферами крена и рыскания. Каждый канал состоит из четырех равнозначных подканалов, работающих одновременно и перемещающих общее звено – траверсу. В каждом подканале имеются: датчик угловой скорости, блоки управления и контроля и агрегат управления.

При возникновении колебаний вокруг продольной оси самолета датчик угловой скорости, размещенный в БДГ, измеряет угловую скорость колебаний и вырабатывает электрический сигнал, пропорциональный угловой скорости.

Этот сигнал поступает в блоки управления вычислителя ВУ-6, где производится его преобразование и усиление и вырабатывается управляющий сигнал, который подается в агрегат управления РА. Выходное звено агрегата перемещает траверсу, связанную проводкой с золотниковым механизмом рулевого привода элеронов. Элероны отклоняются и демпфируют колебания самолета вокруг его продольной оси. Каждый подканал имеет обратную связь, благодаря которой ход выходного звена агрегата управления подканала пропорционален управляющему сигналу и, следовательно, текущему значению угловой скорости колебаний. Это обеспечивает хорошее качество демпфирования. Аналогично работает каждый подканал канала крена.

Канал курса работает так же, как канал крена. Отличие состоит в том, что канал курса (демпфер рыскания) реагирует не только на колебания по курсу (вокруг вертикальной оси), но и на колебания по крену (вокруг продольной оси). Чтобы демпфер рыскания не препятствовал выполнению разворотов и виражей, сигнал угловой скорости по курсу проходит через изодром, благодаря чему демпфер рыскания реагирует только на изменение угловой скорости рыскания. При выпуске закрылков на 30° сигнал управления в канале курса увеличивается в четыре раза.

СУС имеет систему контроля для каждого канала, которая определяет отказавший подканал внутри каждого канала. Блоки контроля подканала получают информацию об отказе БДГ, агрегата управления и об отказе электропитания и вырабатывают сигнал на выключение отказавшего подканала, при этом подканал выключается и на пульте управления ПУ-41 загорается соответствующее табло. Если отказавший канал не выключится, бортинженеру через СПУ поступает речевая информация: «ОТКЛЮЧИ ПОДКАНАЛ ДЕМПФЕРА КРЕНА (РЫСКАНИЯ)». По этой команде бортинженер должен вручную выключить отказавший подканал.

Информация об отказе подканалов поступает также в блок логики. При отказе двух подканалов блок логики вырабатывает сигнал, включающий на центральной панели табло «НЕТ РЕЗ ДР КРЕНА» («НЕТ РЕЗ ДР РЫСК»), одновременно мигают табло « > » и « < » на левой и правой панелях приборной доски пилотов.

При отказе трех подканалов из блока логики поступает сигнал, по которому включается табло «ОТКАЗ ДР КРЕНА» («ОТКАЗ ДР РЫСК»), мигают табло « > » и « < » одновременно пилотам по СПУ выдается речевая информация «ОТКАЗ ДЕМПФЕРА КРЕНА» («ОТКАЗ ДЕМПФЕРА РЫСКАНИЯ»).

Сигнал отказа подканалов запоминается, поэтому в полете при устранении причины отказа включить повторно отказавший подканал невозможно. (На земле память выключается при нажатии на кнопку «СНП» на ППК-4).

Однако если в полете при прекращении электропитания (отказ четырех генераторов) автоматически выключатся все подканалы демпферов крена и рыскания, возможно повторно включить демпферы в полете. Для этого необходимо после восстановления работы бортовой сети выполнить обнуление контроля демпферов переключателем «ОБНУЛЕНИЕ КОНТРОЛЯ ДЕМПФЕРОВ», размещенным на рабочем месте бортинженера.

В системе предусмотрен встроенный контроль работоспособности. Он осуществляется через пульт предполетного контроля (ППК-4). Пульт позволяет проверить исправность системы встроенного контроля, работоспособность СУС- 86 и СУ-86, а также найти неисправный блок в отказавших подканалах систем устойчивости и управляемости. Вычислители устойчивости канала крена ВУ-6 и канала курса ВУ-7 установлены на общую амортизационную раму типа РГМ-1.

Вычислители устойчивости имеют одинаковую конструкцию. На их передних панелях размещены регулировочные потенциометры, закрытые крышкой, и две ручки с замками, на задних панелях – два разъема типа РПКМЗ.

На раме РГМ-1 имеется соединительная коробка с разъемами для соединения с бортовой сетью самолета. В передней части рамы размещены разъемы для подключения контрольно-проверочной аппаратуры.

РГМ-1 с блоками ВУ-6 и ВУ-7 расположена в техническом отсеке на левом борту между шпангоутами № 12 и 16.

Блоки демпфирующих гироскопов БДГ-25 размещены между шпангоутами № 31 и 32 на правом борту и между шпангоутами № 50 и 51 у правого борта.

Пульты управления системой находятся на рабочем месте бортинженера.

Система управляемости (рис.46).

Система управляемости в зависимости от скорости полета и продольной балансировки самолета изменяет передаточное отношение $K_{ш}$ между углом отклонения элеронов, рулей высоты и направления и углом отклонения штурвала и педалей. В связи с этим требуемые углы отклонения штурвала и педалей при управлении самолетом не изменяются во всем диапазоне используемых скоростей и центровок самолета.

Система управляемости состоит из каналов курса, крена и тангажа. Каждый канал имеет два одинаковых подканала: работающий и резервный. Резервный подканал непрерывно «следит» за работающим каналом и в любой момент может быть включен при отказе работающего канала. В состав каждого канала входят блоки усиления и блоки контроля, а также исполнительный механизм МВД2ДЗ, изменяющий величину $K_{ш}$. В канал курса дополнительно входит двухканальное устройство для ограничения хода педалей и руля направления. Устройство состоит из блока управления и исполнительного механизма МЭТ-4М. Оба подканала устройства работают одновременно.

На вход каждого подканала в каналах крена и курса поступают по два независимых сигнала от БФК (ИКВСП), пропорциональные текущей приборной скорости полета самолета. На первый (работающий) подканал поступают сигналы $V_{пр1}$ и $V_{пр2}$. На второй (резервный) подканал – сигналы $V_{пр3}$ и $V_{пр4}$. При этом сигнал $V_{пр1}$ или $V_{пр3}$ (при отказе первого подканала) используется для управления $K_{ш}$, сигналы $V_{пр2}$ и $V_{пр4}$ – для контроля работы соответствующих каналов. Сигнал $V_{пр1}$ усиливается и преобразуется в блоках усиления работающего подканала. Блок усиления вырабатывает управляющий сигнал, который поступает в двигатель Д1. Двигатель через электромагнитную муфту связан с

механизм ограничения имеет свои «внешние» концевые выключатели. При срабатывании КВ Н24/33 сигнал «27В, ОГРАНИЧЕНИЕ» выключается и двигатели останавливаются.

Когда скорость полета станет меньше 320 км/ч, блок управления вырабатывает сигнал «27В, СНЯТИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ». Двигатели при этом вращаются в противоположную сторону, и механизм ограничения снимает ограничение хода педалей. Двигатели останавливаются при срабатывании «внутренних» или «внешнего» Н23/33 концевых выключателей которые выключают сигнал «27В, СНЯТИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ».

Для того чтобы ограничение хода педалей не было снято в полете при выключении сигнала « V_{320} » из-за отказа БРК, предусмотрено разрывать цепь сигнала «27В, СНЯТИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ» при замыкании концевых выключателей Н21/33, Н22/33. Эти концевые выключатели замыкаются, когда $K_{ш}$ руля направления уменьшится на 20% относительно $K_{ш\max}$.

На вход подканала тангажа поступают сигналы $\delta_{рв}$ и $\delta_{ст}$, пропорциональные углу отклонения руля высоты и стабилизатора. Эти сигналы в блоках усиления работающего подканала суммируются, усиливаются и преобразуются. Блоки усиления вырабатывают управляющий сигнал, МВД изменяет величину $K_{ш}$ руля высоты пропорционально сумме сигналов $\delta_{рв}$ плюс $\delta_{ст}$. Для того чтобы канал тангажа не воспринимал отклонения руля высоты и стабилизатора во время изменения угла тангажа самолета, на вход канала поступают сигналы ω_z от БДГ, пропорциональные угловой скорости вокруг поперечной оси. Сигналы ω_z запирают блоки усиления, величина $K_{ш}$ при изменении угла тангажа не изменяется. В горизонтальном полете ($\omega_z=0$) блоки усиления вновь открываются.

Резервный подканал канала тангажа работает так же, как в каналах крена и курса. Каналы крена, курса и тангажа имеют встроенную систему контроля. Контроль осуществляется непрерывно блоками контроля в каждом подканале.

Кроме того, в блоки контроля подканалов поступают сигналы от БФК о работоспособности канала « $V_{пр}$ » ИКВСП: «НЕТ РЕЗЕРВА $V_{пр}$ » и «ОТКАЗ $V_{пр}$ ». При отказе работающего подканала блоки контроля выключают его и включают резервный, одновременно загорается табло «НЕТ РЕЗ ОРГАН ЭЛ» («НЕТ РЕЗ ОРГАН РВ», «НЕТ РЕЗ ОРГАН РВ»). На пульте управления загорается табло «1» в соответствующем канале.

При повторном отказе канал выключается. $K_{ш}$ сохраняет величину, которую он имел в момент отказа, загорается табло «ОТКАЗ ОРГАН ЭЛ» («ОТКАЗ ОРГАН РН», «ОТКАЗ ОРГАН РВ»), в телефонах прослушивается речевая информация: «ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ!» («ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ!», «ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ!»), одновременно мигают табло «>» и «<».

При отказе каналов крена, курса или тангажа предусмотрена возможность приведения $K_{ш}$ к максимальному значению и снятия ограничения хода педалей с помощью переключателей «ЭЛЕРОНЫ», «РВ» и «РН» на панели «АВАРИЙНОЕ ОТКЛЮЧЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ» центрального пульта. При

включении переключателей “ЭЛЕРОНЫ”, “РВ”, “РН” двигатели и электромагнитные муфты МВД2Д3 отключаются от блоков усиления и подключаются к источникам питания. Двигатели устанавливают максимальное значение $K_{ш}$, одновременно замыкаются концевые выключатели, размещенные на механизме $K_{ш}$, и загораются табло “ОГРАН ЭЛ СНЯТО” (“ОГРАН РН СНЯТО”, “ОГРАН РВ СНЯТО”). Механизм ограничения хода педалей снимает ограничение при включении переключателя “РН”.

Вычислители управляемости ВУП-4, ВУП-5, ВУП-6 установлены на амортизационных рамах РГМ-2, РГМ-2-1, РГМ-2-2 соответственно. На каждой раме размещены основной и резервный вычислители. В задней части рамы имеется соединительная коробка со штепсельными разъемами для соединения с бортовой сетью самолета, в передней части рамы – два разъема для подключения контрольно – проверочной аппаратуры (КПА). Рамы находятся между шпангоутами № 5 и 7 у левого борта и крепятся к профилям.

Питание системы устойчивости (рис. 47)

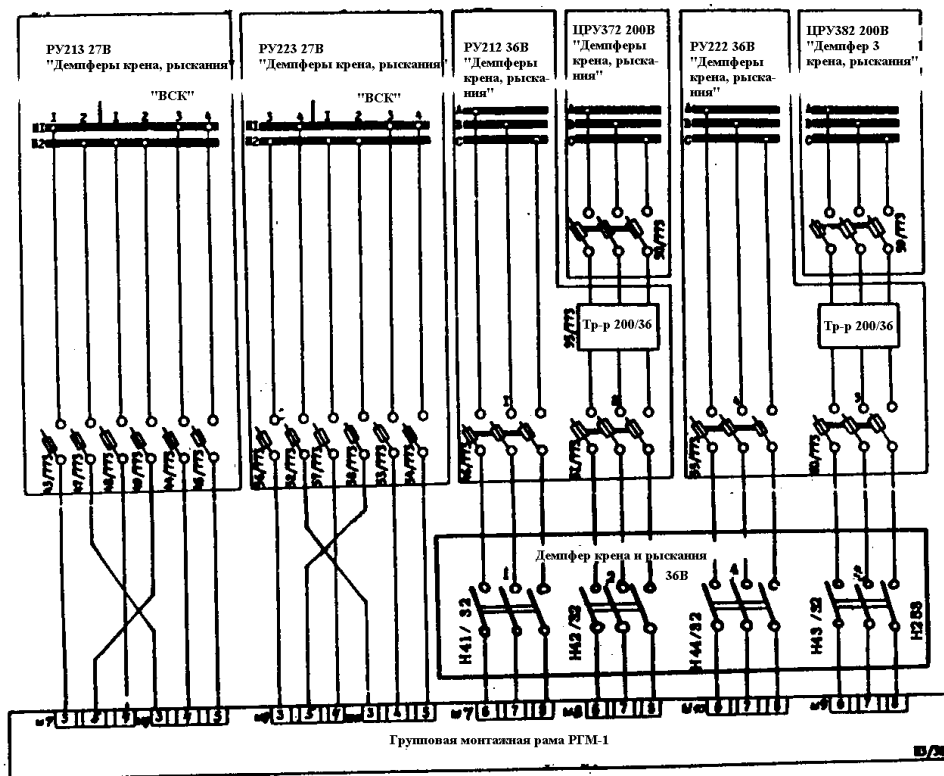


Рис.47. Схема электропитания системы устойчивости

Система устойчивости питается постоянным током напряжением 27В и переменным током частотой 400 Гц, напряжением 36В. Для увеличения надежности каналы системы питаются от независимых друг от друга источников. Система встроенного контроля питается через отдельные автоматы защиты. Все виды питания поступают на раму РГМ-1, а затем распределяются между блоками.

Питание переменным током подается на раму РГМ–1 при включении четырех выключателей (по числу подканалов) «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 1», «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 2», «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 3» и «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 4», расположенных на панели Н253 в кабине экипажа.

Первый и второй подканалы всех каналов питаются от независимых друг от друга шин левого борта, третий и четвертый подканалы – от независимых шин правого борта. Наименование, типы и обозначения на схемах автоматов защиты, а также распределительные устройства и шины, от которых питаются каналы СУС – 86, указаны в табл.17.

Питание системы управляемости

Система управляемости питается постоянным током напряжением 27В, переменным током частотой 400 Гц, напряжением 36В и 200В. Для увеличения надежности подканалы в каждом канале системы питаются от независимых друг от друга источников постоянного и переменного тока.

Таблица 17. Перечень автоматов защиты системы устойчивости

| Наименование | Тип | Обозначение на схеме | Место установки |
|-----------------------------------|------------|----------------------|------------------------------------|
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, 1» | АЗРГК-5-2С | 43/773 | Кабина экипажа, РУ213 |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, 2» | АЗРГК-5-2С | 47/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 1» | АЗРГК-5-2С | 48/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 2» | АЗРГК-5-2С | 49/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 3» | АЗРГК-5-2С | 44/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 4» | АЗРГК-5-2С | 45/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, 3» | АЗРГК-5-2С | 56/773 | Кабина экипажа, РУ223 |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, 4» | АЗРГК-5-2С | 52/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 1» | АЗРГК-5-2С | 57/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 2» | АЗРГК-5-2С | 58/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 3» | АЗРГК-5-2С | 53/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА, РЫСКАНИЯ, ВСК, 4» | АЗРГК-5-2С | 54/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 1» | АЗЗК-2 | 46/773 | Носовой техотсек, РУ212 |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 2» | АЗЗК-2 | 51/773 | |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 3» | АЗЗК-2 | 60/773 | Носовой техотсек, РУ222 |
| «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ, 4» | АЗЗК-2 | 55/773 | |
| «ДЕМПФЕР 2, КРЕНА, РЫСКАНИЯ» | АЗЗК-2 | 50/773 | Электроотсек (шпангоут 38), ЦРУ372 |

| | | | |
|------------------------------|--------|--------|-------------------------|
| «ДЕМПФЕР 3, КРЕНА, РЫСКАНИЯ» | АЗЗК-2 | 59/773 | Электроотсек, ЦРУ382 |
|------------------------------|--------|--------|-------------------------|

Таблица 18. Перечень автоматов защиты системы управляемости

| Наименование | Тип | Обозначение на схеме | Место установки |
|-----------------------------------|------------|----------------------|---------------------------|
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, КРЕН» | АЗРГК-5-2С | 64/773 | Кабина экипажа, РУ213 |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, КУРС» | АЗРГК-5-2С | 67/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, ТАНГАЖ» | АЗРГК-5-2С | 61/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, ВСК 1» | АЗРГК-5-2С | 70/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, ВСК 2» | АЗРГК-5-2С | 82/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, КРЕН» | АЗРГК-5-2С | 75/773 | Кабина экипажа, РУ223 |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, КУРС» | АЗРГК-5-2С | 78/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, ТАНГАЖ» | АЗРГК-5-2С | 72/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, ВСК 1» | АЗРГК-5-2С | 71/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, ВСК 2» | АЗРГК-5-2С | 81/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, КРЕН» | АЗЗК-2 | 66/773 | Носовой техотсек РУ212 |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, КУРС» | АЗЗК-2 | 69/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, ТАНГАЖ» | АЗЗК-2 | 63/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, КРЕН» | АЗЗК-2 | 77/773 | Носовой техотсек РУ222 |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, КУРС» | АЗЗК-2 | 80/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, ТАНГАЖ» | АЗЗК-2 | 74/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, КРЕН» | АЗЗК-2 | 65/773 | Носовой техотсек РУ211 |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, КУРС» | АЗЗК-2 | 68/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 1, ТАНГАЖ» | АЗЗК-2 | 62/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, КРЕН» | АЗЗК-2 | 76/773 | Носовой техотсек РУ221 |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, КУРС» | АЗЗК-2 | 79/773 | |
| «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ 2, ТАНГАЖ» | АЗЗК-2 | 73/773 | |

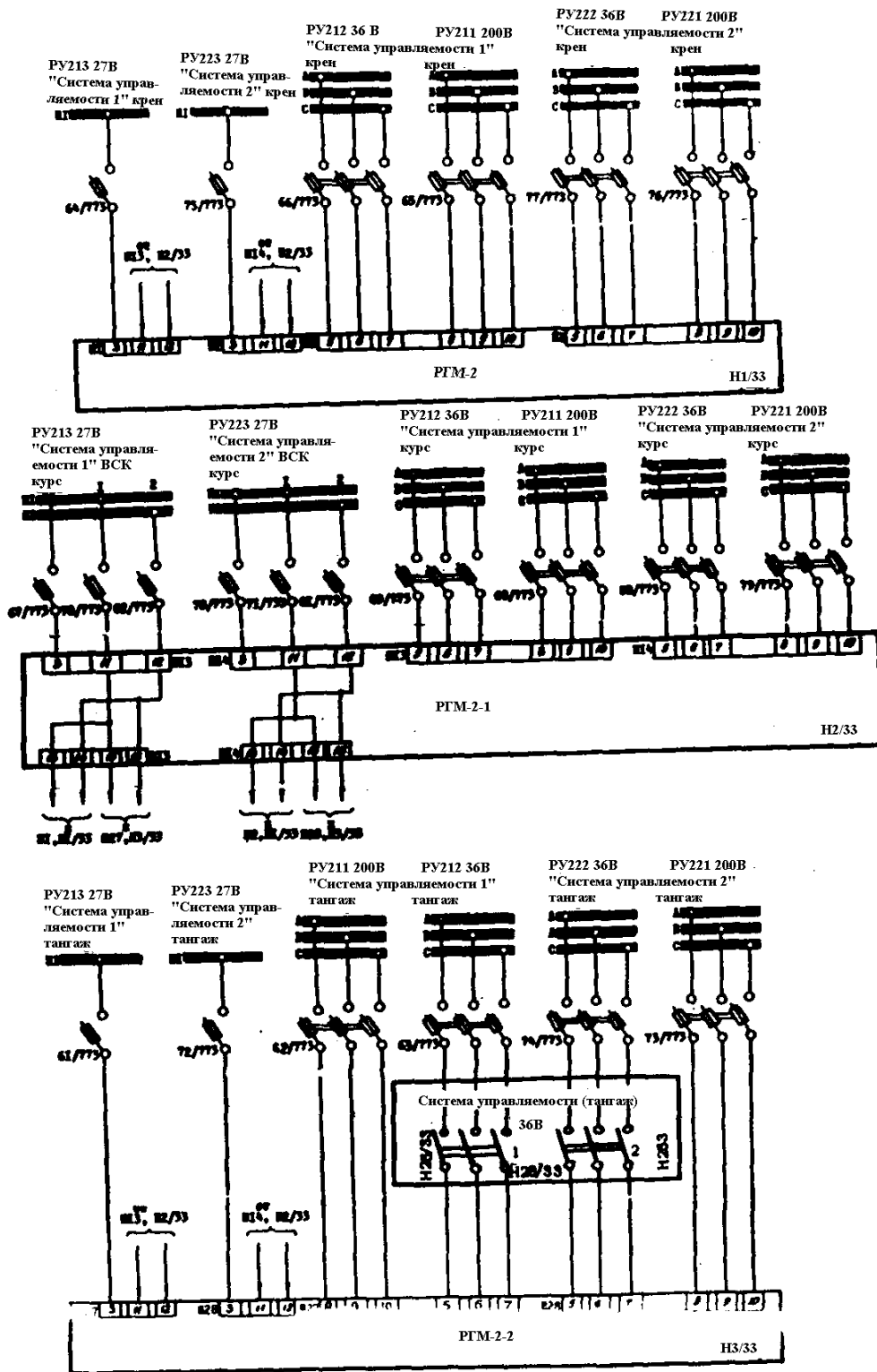


Рис.48. Схема электропитания системы управляемости

Все виды питания поступают от распределительных устройств через автоматы защиты на рамы PGM-2, PGM-2-1, PGM-2-2, а затем распределяются между блоками. Питание переменным током, напряжением 36В, подканалов в канале тангажа подается на раму PGM-2-2 при включении двух выключателей «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ (ТАНГАЖ), 1» и «СИСТЕМА

УПРАВЛЯЕМОСТИ (ТАНГАЖ), 2», расположенных на панели Н253 в кабине экипажа. Питание встроенной системы контроля (ВСК) осуществляется от шин постоянного тока левого и правого бортов через отдельные автоматы защиты и поступает только на раму РГМ-2-1. Питание ВСК каналов крена и тангажа, установленных на рамах РГМ-2 и РГМ-2-2, производится через раму РГМ-2-1.

Наименование, типы и обозначения на схеме автоматов защиты, а также распределительные устройства и шины, от которых питаются каналы СУ-86, указаны на рис.48 и в табл.18.

Система устойчивости

Перед включением системы требуется подать электропитание и гидропитание от аэродромных источников или ВСУ (автоматы защиты системы всегда находятся во включенном положении). Система включается выключателем «ДЕМПФЕР КРЕНА И РЫСКАНИЯ 1,2,3 и 4», находящимися на панели Н253. При этом на пульте ПУ-41 могут загореться табло, а также табло, сигнализирующее об отсутствии резерва или отказе каналов СУС.

Через одну минуту после включения электропитания следует нажать кнопку «СНП» на ППК-4; если все подканалы исправны, гаснут табло на ПУ-41 на приборной доске пилотов.

Каналы курса и крена СУС должны быть включены перед взлетом и выключены после посадки.

При отказе одного подканала какого – либо канала загорается соответствующее табло на ПУ-41. Если при этом произойдет автоматическое выключение отказавшего подканала, то через СПУ в телефонах или громкоговорителях прослушивается речевая информация: «ОТКЛЮЧИ ПОДКАНАЛ ДЕМПФЕРА КРЕНА (РЫСКАНИЯ)». По этой команде бортинженер должен вручную выключить отказавший подканал, нажав светящуюся кнопку на ПУ-41.

При отказе двух подканалов в одном канале на пульте управления загораются два табло, кроме того, в блоке логики вырабатывается сигнал об отсутствии резерва, при этом загорается табло «НЕТ РЕЗ ДР КРЕНА» («НЕТ РЕЗ ДР РЫСК»), на приборной доске пилотов одновременно мигают табло “>” и “<”.

При отказе трех подканалов в одном канале вырабатывается сигнал об отказе всего канала, несмотря на то, что один канал исправен. При этом все подканалы отказавшего канала отключаются, на ПУ-41 загораются четыре табло, на приборной доске пилотов загорается табло «ОТКАЗ ДР КРЕНА» («ОТКАЗ ДР РЫСК»), в телефонах и громкоговорителях прослушивается информация: «ОТКАЗ ДЕМПФЕРА КРЕНА!» («ОТКАЗ ДЕМПФЕРА РЫСКАНИЯ!»). Одновременно мигают табло “>” и “<”.

Система устойчивости выключается после посадки при выключении электропитания. Кроме того, подканалы могут быть выключены вручную нажатием соответствующей кнопки на пультах управления, кнопки при этом фиксируются в нажатом положении. Для последующего включения подканала следует повторно нажать ту же кнопку на пульте управления, кнопка при этом возвращается в исходное положение.

Система управляемости

Система включается перед полетом при подаче электропитания от аэродромного источника, от генератора ВСУ или двигателей (автоматы защиты системы всегда находятся во включенном положении) и включении выключателей «СИСТЕМА УПРАВЛЯЕМОСТИ (ТАНГАЖ), 1 и 2», размещенных на панели Н253. При включении электропитания до нажатия кнопки «СНП» на ППК-4 привод работающего подканала включается в режим согласования, при этом электромагнитная муфта отключена и положение двигателя согласуется с положением механизма $K_{ш}$, система контроля при этом заблокирована. После нажатия кнопки «СНП» включается электромагнитная муфта работающего подканала и снимается блокировка с системы контроля. Система управляемости готова к работе. Для того, чтобы исключить ложную блокировку системы контроля в полете, цепь блокировки дополнительно разрывается концевым выключателем обжатия шасси во время разбега при взлете.

При отказе работающего подканала любого канала загораются соответствующие табло «1» на ПУ-41 и табло «НЕТ РЕЗ ОГРАН ЭЛ» («НЕТ РЕЗ ОГРАН РН», «НЕТ РЕЗ ОГРАН РВ»), мигают табло “ > ” и “ < ”, выключается работающий подканал и включается резервный после предварительного согласования его с текущим положением механизма $K_{ш}$. Включение (выключение) подканалов производится путем включения (выключения) электромагнитной муфты привода подканала.

Если первым откажет резервный канал, то сигнализация на ПУ-41 и на приборной доске пилотов будет такой же, но переключение подканалов не производится.

При втором отказе работающего подканала (бывшего резервного) загораются табло «1» и «2» на ПУ-41, на приборной доске пилотов табло «ОТКАЗ ОГРАН ЭЛ» («ОТКАЗ ОГРАН РН», «ОТКАЗ ОГРАН РВ») и мигают табло “ > ” и “ < ”, в телефонах прослушивается информация: «ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ ЭЛЕРОНОВ!» («ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ!», «ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ РУЛЯ ВЫСОТЫ!»). Отказавший канал выключается, механизм $K_{ш}$ остается в положении, которое он имел в момент отказа, и не будет зависеть от скорости или центровки (для канала тангажа) самолета. Перед посадкой, когда требуется максимальное значение $K_{ш}$, следует снять ограничение аварийно переключателем «ЭЛЕРОНЫ» («РН», «РВ») на панели «АВАРИЙНОЕ ОТКЛЮЧЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ». При включении переключателя срабатывает электромагнитная муфта, а на двигатель поступает напряжение 200 В. Привод устанавливает механизм $K_{ш}$ в максимальное положение, при этом замыкается концевой выключатель, который включает табло «ОГРАН ЭЛ СНЯТО» («ОГРАН РН СНЯТО», «ОГРАН РВ СНЯТО»).

В канале курса при достижении скорости 320 км/ч и выше вырабатывается сигнал «27В», «ОГРАНИЧЕНИЕ», по которому двигатели Д1 и Д2 через механическую передачу устанавливают механизм ограничения в положение, при котором ход педалей и отклонение РН ограничиваются. Если скорость полета станет меньше 320 км/ч, то вырабатывается сигнал «27В, СНЯТИЕ

ОГРАНИЧЕНИЯ», по которому двигатели ДІ и ДІІ возвращают механизм ограничения в исходное положение.

Для предотвращения снятия ограничения хода педалей и отклонения РН из-за отказа БРК (сигнал V_{320} прекратит поступать в блоки управления) разрывается цепь сигнала «27В, СНЯТИЕ ОГРАНИЧЕНИЯ» при замыкании концевых выключателей Н21/33 и Н22/33. Эти концевые выключатели механически связаны с механизмом $K_{ш}$ руля направления и замкнуты, если механизм $K_{ш}$ находится в диапазоне от $0,8K_{ш.max}$ до $K_{ш.min}$.

При отказе одного подканала механизма ограничения хода педалей загораются табло «І» канала курса на ПУ-41 и табло «НЕТ РЕЗ ОГРАН РН» на приборной доске пилотов. У механизма работает один подканал, время отработки увеличивается вдвое.

При отказе двух подканалов загораются табло «І» и «ІІ» канала курса на ПУ-41 и табло «ОТКАЗ ОГРАН РН», мигают табло «>» и «<». На приборной доске пилотов выключается механизм ограничения хода педалей. Одновременно через СПУ поступает речевая информация: «ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ!». Снятие ограничения при этом возможно только аварийно, включив переключатель «РН» на панели «АВАРИЙНОЕ ОТКЛЮЧЕНИЕ ОГРАНИЧЕНИЙ» центрального пульта.

Чтобы выключить сигнализацию отказа подканалов на земле, следует нажать кнопку «СНП» на ППК-4.

Предполетный контроль АСУУ

Предполетный контроль производится с помощью пульта предполетного контроля ППК-4. Пульт работает в режимах «ПРОВЕРКА ВСТРОЕННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ» и «ПРОВЕРКА АСУУ». В режиме «ПРОВЕРКА ВСК» используется переключатель «ОПРОС» и кнопки «Т1» – «Т4».

В режиме «ПРОВЕРКА АСУУ» контролирует работоспособность АСУУ. В системы устойчивости и управляемости с помощью кнопок «+ТЕСТ» и «-ТЕСТ» подаются сигналы, которые обрабатываются соответствующими системами. О правильности работы системы свидетельствует табло, загорающееся на ППК.

В полете ППК не используется, но сохраняется возможность проверить исправность ламп на пультах управления.

8. АВТОМАТ ПЕРЕСТАНОВКИ СТАБИЛИЗАТОРА

Назначение

Автомат перестановки стабилизатора (АПС) обеспечивает:

- автоматическую перестановку стабилизатора при изменении продольной балансировки самолета, вызывающей отклонение рулей высоты на угол больше 2° при углах крена меньше 15° с задержкой времени 8 с;
- автоматическую перестановку стабилизатора при продольной перегрузке $n_x=0,04$ независимо от угла крена и без задержки времени;

- автоматический контроль за работой блоков АПС при перестановке стабилизатора;
- сигнализацию о работе АПС.

Состав АПС, размещение и назначение блоков (рис.49)

АПС состоит из двух равнозначных полукомплектов, дублирующих друг друга (табл.19). Блоки, входящие в комплект АПС в одном экземпляре, являются сдвоенными, они обеспечивают работу обоих каналов.

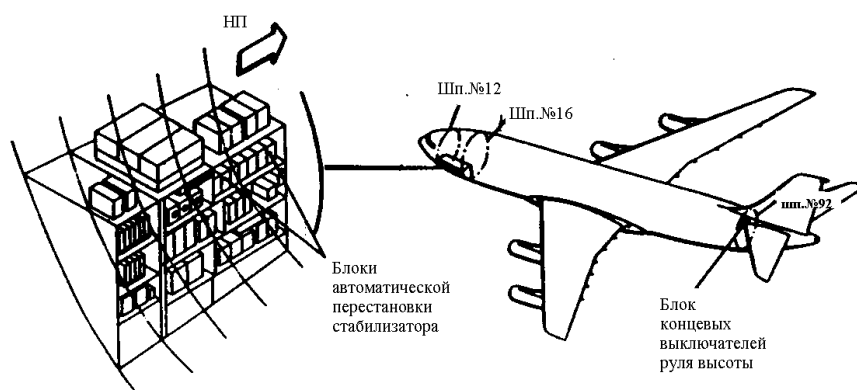


Рис.49. Размещение блоков АПС на самолете

Таблица 19. Состав АПС

| Наименование блоков | Обозначение и шифр | Колич. шт. | Обозначение на схеме | Назначение |
|--|--------------------|------------|--------------------------------------|--|
| Блок автоматической перестановки стабилизатора | БАПС-77-03 | 2 | H27/31 | Вырабатывает сигналы для управления стабилизатором при изменении продольной балансировки самолета, вызывающей отклонение РВ на угол, больший 2°. Контролирует работу АПС и производит отключение отказавшего и включение резервного полукомплектов или полное отключение АПС |
| Блок концевых выключателей | A-812Д-2С | 4 | H52/31 H53/31 H54/31 H55/31 | Замыкает электрические цепи АПС при отклонении РВ на угол $\pm 2^\circ$ |

В качестве исполнительного механизма АПС используется винтовой механизм управления стабилизатором, который является одновременно приводом стабилизатора при неавтоматическом управлении.

В составе АПС используется датчик положения стабилизатора ДПС-5-1, который вырабатывает для автопилота электрические сигналы, пропорциональные углу положения стабилизатора.

Описание

При изменении продольной балансировки самолета возникают кабрирующий или пикирующий моменты. Для компенсации возникающего момента автопилот отклоняет руль высоты на необходимый угол. Если руль высоты отклоняется на угол 2° и более, замыкаются контакты блока концевых выключателей и на БАПС поступает сигнал “27В”. Если угол крена самолета не превышает 15° , через 8 с БАПС включает винтовой механизм управления стабилизатором (ВМУС). Стабилизатор отклоняется, компенсируя пикирующий (кабрирующий) момент самолета. Задержка времени 8 с необходима для исключения срабатывания БАПС при кратковременных отклонениях руля высоты.

При отклонении стабилизатора от датчика положения стабилизатора в автопилот подается сигнал, пропорциональный углу отклонения стабилизатора. Канал тангажа автопилота устанавливает руль высоты в положение, близкое к нейтральному, ВМУС останавливается через 2,5 с после возвращения руля высоты в двухградусную зону.

При выполнении разворота с углом крена более 15° , когда руль отклонился на угол 2° , БАПС не срабатывает и стабилизатор не отклоняется. При отклонении руля высоты на угол более 2° и продольной перегрузке более 0,04 в БАПС вырабатывается управляющий сигнал независимо от угла крена и без задержки времени.

АПС имеет систему контроля, которая отключает отказавший полукомплект и включает резервный или полностью выключает АПС соответствующей сигнализацией.

Работа

АПС может быть включен при работающем канале тангажа и при условии, что переключатель режимов на пульте режимов САУ установлен в положение “ЗАХОД” или выпущены шасси. При этом обеспечивается использование АПС только во время захода на посадку после выпуска шасси. Для включения АПС следует нажать кнопку “АПС” на пульте режимов или кнопку “АПС1” или “АПС2” на пульте сигнализации. При этом загораются зеленое табло “АПС” на приборной доске пилотов, лампа “АПС” на пульте режимов и лампа “АПС1” или “АПС2”, в зависимости от того, какой полукомплект (1 или 2) включен. ВМУС подключается к АПС и производит перестановку стабилизатора при изменении продольной балансировки самолета. Если система контроля определит отказ работающего полукомплекта, то по её сигналу выключается неисправный полукомплект и включается резервный, одновременно на пульте сигнализации гаснут и загораются соответствующие лампы. При повторном отказе АПС автоматически выключается, при этом на приборной доске гаснет зеленое табло “АПС”, на пульте режимов — лампа “АПС”, на пульте сигнализации гаснет “АПС2” (“АПС1”) и загорается “АПС ОТКЛ”, на приборной доске мигает красное табло “АПС”.

Оба пилота могут использовать ручное управление стабилизатором независимо от того, включен или не включен АПС. Ручное управление производится переключателями на штурвалах пилотов (управление со штурвалов) и пере-

Таблица 20. Состав системы

| Наименование блоков | Обозначение и шифр | Колич. шт. | Обозначение на схеме | Назначение |
|------------------------------------|--------------------|------------|--|---|
| Датчик положения | ДПС-5 | 1 | Н6/35 | Вырабатывает сигнал, пропорциональный усилию, возникающему на колонке штурвала при её отклонении. Сигнал используется при автоматическом триммировании |
| Датчик положения | ДПС-1-1 | 3 | Н7/35 Н8/35 Н9/35 | Предназначен для тех же целей, что ДПС-5, но сигнал используется для индикации усилий рычагов управления на индикаторе ИНЗ-2Б |
| Блок автоматического триммирования | БАТ-2 | 1 | Н1/35 | Преобразует и усиливает сигнал, пропорциональный усилию на колонке штурвала при её отклонении, до величины, необходимой для работы исполнительного механизма Контролирует работу канала тангажа при автоматическом триммировании |
| Блок ручного триммирования | БРТ-1 | 1 | Н1/35 | Обеспечивает ручное управление системой триммирования. Преобразует сигналы усилий, поступающие от датчиков ДПС-1-1, и выдает их на прибор ИНЗ-2Б. Производит переключение с ручного на автоматическое триммирование в канале тангажа при включении канала тангажа АП и обратное переключение при выключении канала тангажа АП. Переключает на аварийное питание первый подканал при отказе основного питания |
| Индикатор нагрузки | ИНЗ-2Б | 1 | Н2/35 | Индицирует величину и направление усилий на рычагах управления в каналах крена, курса и тангажа |
| Исполнительный механизм | МВЕ25Д5 | 3 | Н3/35 Н4/35 Н5/35 | Изменяет усилия на рычагах управления, воздействуя на загрузочные пружины в проводке, по сигналам автоматического или ручного триммирования |
| Рама групповая монтажная | РГМ-8 | 1 | Н1/35 | Является общей амортизационной платформой для установки блоков БАТ-2 и БРТ-1. Обеспечивает электрическое подключение блоков к бортовой сети самолета |
| Самолетное оборудование | | | | |
| Переключатели триммерного эффекта | 2ПНГ-15к | 6 | Н11/35 Н12/35 Н13/35 Н14/35 Н15/35 Н16/35 | Служит для ручного управления системой триммирования. В каждом канале СТ используется два переключателя |

| | | | | |
|--|--|---|----------------------------|--|
| Сигнальные лампы “ЭЛЕР НЕЙТР”, “РВ НЕЙТР” и “РН НЕЙТР” | СМ28-2-1 в арматуре МС-М | 3 | Н17/35 Н18/35 Н19/35 | Сигнализирует о нейтральном положении исполнительного механизма в каналах крена, курса и тангажа |
| Сигнальные табло “НЕТ РЕЗ АВТОТРИМ”, “ОТКАЗ АВТОТРИМ” | СМ28-0,05-1 в арматуре ТС-5 по 0012 С 0013 ТС-5М | 2 | Н20/35 Н21/35 | Сигнализирует об отказе одного подканала и о полном отказе автоматического триммирования |

Основные технические данные

Рабочий ход исполнительных механизмов:

| | |
|---------------|--------------|
| канал крена | 13,5 оборота |
| канал курса | 25 оборотов |
| канал тангажа | 8,5 оборота |

Скорость вращения исполнительных механизмов:

| | |
|-----------------------------|-----------|
| при работе двух подканалов | 0,9 об/с |
| при отказе одного подканала | 0,45 об/с |

Точность отработки входного сигнала при автоматическом триммировании в канале тангажа $\pm 0,5$ оборота

Принцип действия

Система триммирования самолета (рис.51) снимает усилия с рычагов управления (штурвала, колонки штурвала и педалей), облегчая управление самолетом. Усилия создаются грузочными пружинами при отклонении рычагов управления от нейтрального положения.

Система триммирования имеет три канала: крена, курса и тангажа. Каждый канал состоит из двух равнозначных подканалов, работающих одновременно. При отказе одного подканала в каком-либо канале время снятия усилий увеличивается вдвое.

Управление всеми каналами осуществляется вручную с помощью переключателей на панели “ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ” центрального пульта пилотов. Канал тангажа, кроме того, имеет автоматическое управление при включении канала тангажа автопилота.

В полете при ручном управлении самолётом (канал тангажа автопилота не включен) в проводке управления возникают усилия вследствие сжатия пружин в грузочных цилиндрах при отклонении рычагов управления от нейтрального положения. При этом датчики ДПС-1-1 в каждом канале вырабатывают сигналы, пропорциональные усилиям в каждой проводке, которые поступают на индикатор ИНЗ-2Б.

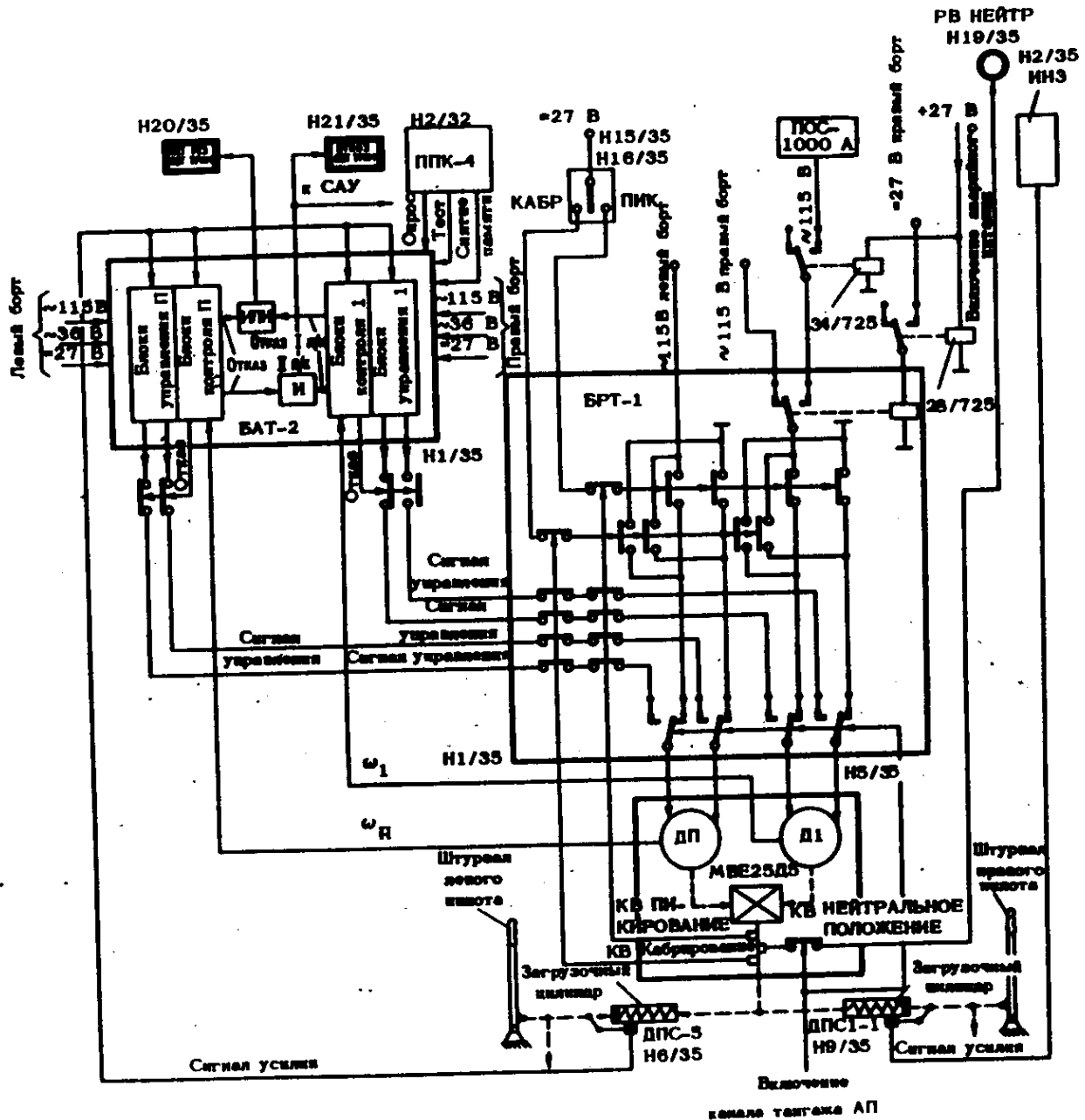


Рис.51. Структурная схема канала тангажа системы триммирования

Снятие усилий с рычагов управления производится путем перемещения корпуса загрузочного цилиндра относительно пружины, при этом сжатие пружины уменьшается, одновременно выходной вал датчика ДПС-1-1 приходит в нейтральное положение и прибор ИНЗ-2Б индицирует отсутствие усилий в проводках, несмотря на то, что рычаги управления отклонены от нейтрального положения. Перемещение корпуса загрузочных цилиндров обеспечивается исполнительными механизмами МВЕ25Д5 в каждом канале, которые включаются с помощью переключателей на панели “ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ”.

При включении канала тангажа автопилота канал тангажа системы триммирования переходит в режим автоматического управления.

При возникновении усилия в проводке управления рулем высоты датчик положения руля высоты ДПС-5 вырабатывает электрический сигнал, пропор-

циональный этому усилию, и подает его на вход блоков автоматического триммирования БАТ-2 обоих подканалов. С выхода блоков управления сигналы управления поступают на оба двигателя исполнительного механизма МВЕ25Д5 канала тангажа. Исполнительный механизм перемещает корпус загрузочного цилиндра так же, как при ручном управлении. При этом усилия в проводке руля высоты уменьшаются, одновременно уменьшаются сигналы усилия, вырабатываемые датчиком ДПС-5 и, следовательно, уменьшаются сигналы управления на выходе блоков управления. Когда эти сигналы станут достаточно малыми, двигатели исполнительного механизма остановятся.

Таким образом, в проводке управления рулем высоты непрерывно поддерживаются усилия, близкие к нулю, независимо от положения колонки штурвала.

Работа системы триммирования в канале тангажа непрерывно контролируется блоками контроля в подканалах БАТ-2. В блоках контроля сравниваются скорость вращения двигателя и исполнительного механизма с соответствующим сигналом усилия в проводке, поступающим от ДПС-5. При их несоответствии блоки контроля вырабатывают сигнал отказа, при этом отказавший подканал выключается, одновременно загорается табло “НЕТ РЕЗ АВТОТРИМ” на центральной панели приборной доски пилотов, скорость отработки МВЕ25Д5 уменьшается в два раза. Если откажет и второй подканал, то автоматический режим канала тангажа СТ выключается, загорается табло “ОТКАЗ АВТОТРИМ” на центральной панели приборной доски пилотов. Одновременно автоматически выключается канал тангажа автопилота с соответствующей сигнализацией. Усилия, возникающие в проводке руля высоты, следует снимать вручную, нажимая соответствующий переключатель на панели “ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ” и контролируя величину усилий по прибору ИНЗ-2Б.

Каждый канал СТ имеет сигнализацию нейтрального положения исполнительного механизма. Когда механизм находится в нейтральном положении, срабатывает концевой выключатель и замыкается цепь ламп “ЭЛЕР НЕЙТР”, “РН НЕЙТР” и “РВ НЕЙТР” на центральном пульте.

При включении автоматического режима в канале тангажа СТ сигнализация нейтрального положения исполнительного механизма канала тангажа выключается.

Исполнительный механизм, кроме того, имеет концевые выключатели, которые срабатывают в крайних положениях выходного вала механизма. Они при срабатывании выключают двигатели, как при ручном, так и при автоматическом управлении.

Работоспособность автоматического режима канала тангажа может быть проверена с помощью ППК-4. Во время проверки работоспособности в ППК вырабатывается тестовый сигнал, при котором под воздействием исполнительного механизма рычаги управления отклоняются на определенный угол. Кроме того, с помощью ППК можно определить отказавший подканал БАТ-2.

Блок ручного триммирования БРТ-1 и блок автоматического триммирования БАТ-2 установлены на общей амортизационной раме. В задней части ра-

мы имеется соединительная коробка со штепсельными разъемами для соединения с бортовой сетью самолета, в передней части рамы размещено четыре штепсельных разъема для контрольно-проверочной аппаратуры. Рама установлена между шпангоутами № 5 и 7 на левом борту самолета и крепится к профилям.

Датчики ДПС-1-1 размещены на загрузочных цилиндрах проводки управления элеронами, РН и РВ. Датчик ДПС-5 находится на левом загрузочном цилиндре проводки управления РВ.

Питание (рис. 52)

Система триммирования питается постоянным током напряжением 27В, переменным током напряжением 36В и 200В частотой 400 Гц.

Для увеличения надежности подканалы СТ питаются от независимых друг от друга источников. Система контроля питается через отдельные автоматы защиты.

Первый подканал питается от шин правого борта. При отказе питания он может быть подключен к аварийным шинам. Включение аварийного питания производится вручную бортинженером при отказе основного питания с панели управления электроснабжением.

Второй подканал питается от шин левого борта.

Все виды питания поступают на монтажную раму РГМ-8, а затем распределяются между блоками системы.

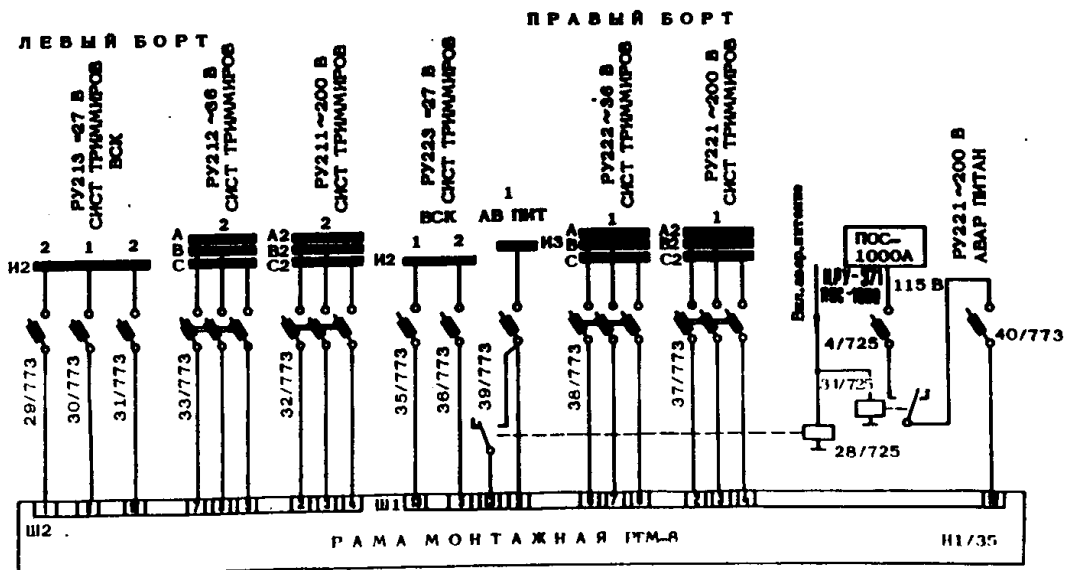


Рис.52. Схема электропитания системы триммирования

Наименование, типы и обозначение на схеме автоматов защиты, а также распределительные устройства и шины, от которых питаются автоматы системы, обозначены в табл.21.

Таблица 21. Перечень автоматов защиты электропитания системы триммирования

| Наименование | Тип | Обозначение на схеме | Место установки |
|--|--|--|--------------------------------------|
| “СИСТ ТРИММИРОВ, 2” “СИСТ ТРИММИРОВ, ВСК 1” “СИСТ ТРИММИРОВ, ВСК 2” | АЗРГК-2-2С АЗРГК-2-2С АЗРГК-2-2С | 29 / 773 } 30 / 773 } 31 / 773 } | Кабина экипажа, РУ213 |
| “СИСТ ТРИММИРОВ 1, АВ ПИТ” “СИСТ ТРИММИРОВ, ВСК 1” “СИСТ ТРИММИРОВ, ВСК 2” | АЗРГК-2-2С АЗРГК-2-2С АЗРГК-2-2С | 39 / 773 } 35 / 773 } 36 / 773 } | Кабина экипажа, РУ223 |
| “СИСТ ТРИММИРОВ 2” | АЗЗК-2 | 33/773 | Носовой техотсек, РУ212 |
| “СИСТ ТРИММИРОВ 1” | АЗЗК-2 | 38/773 | Носовой техотсек, РУ212 |
| “СИСТ ТРИММИРОВ 2” | АЗЗК-2 | 32/773 | Носовой техотсек, РУ211 |
| “СИСТ ТРИММИРОВ 1” “АВАР ПИТАН” | АЗЗК-2 АЗФ1К-2 | 37 / 773 } 40 / 773 } | Носовой техотсек, РУ221 |
| “ПОС-1000” | АЗФ1К-10 | 4/725 | Электроотсек (шпангоут № 38), ЦРУ371 |

Работа

Система триммирования включается на земле перед вылетом и выключается после посадки. Система включается при подаче на нее всех видов питания.

Перед использованием системы в полете следует убедиться в работоспособности системы, нажимая переключатели на панели “ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ” в положение “ЛЕВ” или “ПРАВ” (“ПИК” и “КАБР”), а также кнопки “ТЕСТ” на ППК-4. После проверки работоспособности необходимо, нажимая переключатели, установить исполнительные механизмы системы триммирования в нейтральное положение. При этом загораются лампы “ЭЛЕР НЕЙТР”, “РВ НЕЙТР” и “РН НЕЙТР” и под воздействием загрузочных цилиндров рычаги управления устанавливаются в нейтральное положение (положение рычагов управления индицируется на приборе ИП45 на левой панели приборной доски пилотов).

В полете при ручном управлении вследствие несимметричности или по другим причинам для выполнения прямолинейного полета необходимо удерживать рычаги управления не в нейтральном положении, при этом в проводах и на рычагах управления возникают усилия. Величина и направление их индицируется на приборе ИНЗ-2Б. Для облегчения управления самолетом следует снять усилия в проводах с помощью переключателей на панели “ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ”, контролируя величину усилий по ИНЗ-2Б.

При включении канала тангажа автопилота включается автоматический режим работы канала тангажа системы триммирования. При этом включается управление исполнительным механизмом от переключателя на панели “ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ”. Исполнительный механизм подключается к выходу блоков управления БАТ-2. Возникновение усилий в проводке РВ автоматически устраняется.

При отказе одного канала автоматического триммирования загорается табло “ НЕТ РЕЗ АВТОТРИМ ” на центральной панели и мигают табло “ > ” и “ < ” на левой и правой панелях приборной доски пилотов. Блоки контроля вырабатывают сигнал отказа, по которому выключается отказавший подканал. При отказе двух подканалов, т.е. при отказе всего канала тангажа, загорается табло “ОТКАЗ АВТОТРИМ”, мигают табло “ > “ и “ < “, выключается режим автоматического триммирования, одновременно автоматически выключается канал автопилота. Снятие усилий в проводке РВ при этом снова становится возможным с помощью соответствующего переключателя на панели “ ТРИММЕРНЫЙ ЭФФЕКТ ”.

10. СИСТЕМА МСРП-256

Назначение

Система МСРП-256 является составной частью средств автоматизированного контроля самолета и предназначена для сбора и регистрации в полете измерительной информации, которая накапливается на магнитных лентах бортовых накопителей.

Измерительная информация необходима для:

- определения обстоятельств и причин летного происшествия или предпосылок к нему;
- контроля за действием членов экипажа при нормальной эксплуатации самолета или при обучении летного состава;
- контроля за состоянием и режимами работы силовой установки, самолетных систем, оборудования и агрегатов.

Система МСРП-256 собирает и преобразует аналоговые и дискретные сигналы (разовые команды) в 8-разрядный импульсный параллельный код с последующей регистрацией его на магнитных лентах и двух аварийных накопителях МЛП-14-5 и эксплуатационном кассетном бортовом накопителе КБН-1-2.

Состав системы

На самолете установлена sdвоенная система МСРП-256 (состоящая из первого и второго комплектов), которая обозначается МСРП-256-1В (рис.53). Разделение системы на комплекты введено для удобства эксплуатации и упрощения установочных чертежей и электросхем. Размещение элементов защиты, управления и контроля системы МСРП-256 приведено на рис.54. Общий состав данной системы приведен в табл.22. В дальнейшем, если это не оговорено особо, система именуется МСРП-256.

Первый комплект регистрирует информацию на первый аварийный накопитель и эксплуатационный накопитель. Второй комплект регистрирует информацию только на второй аварийный накопитель.

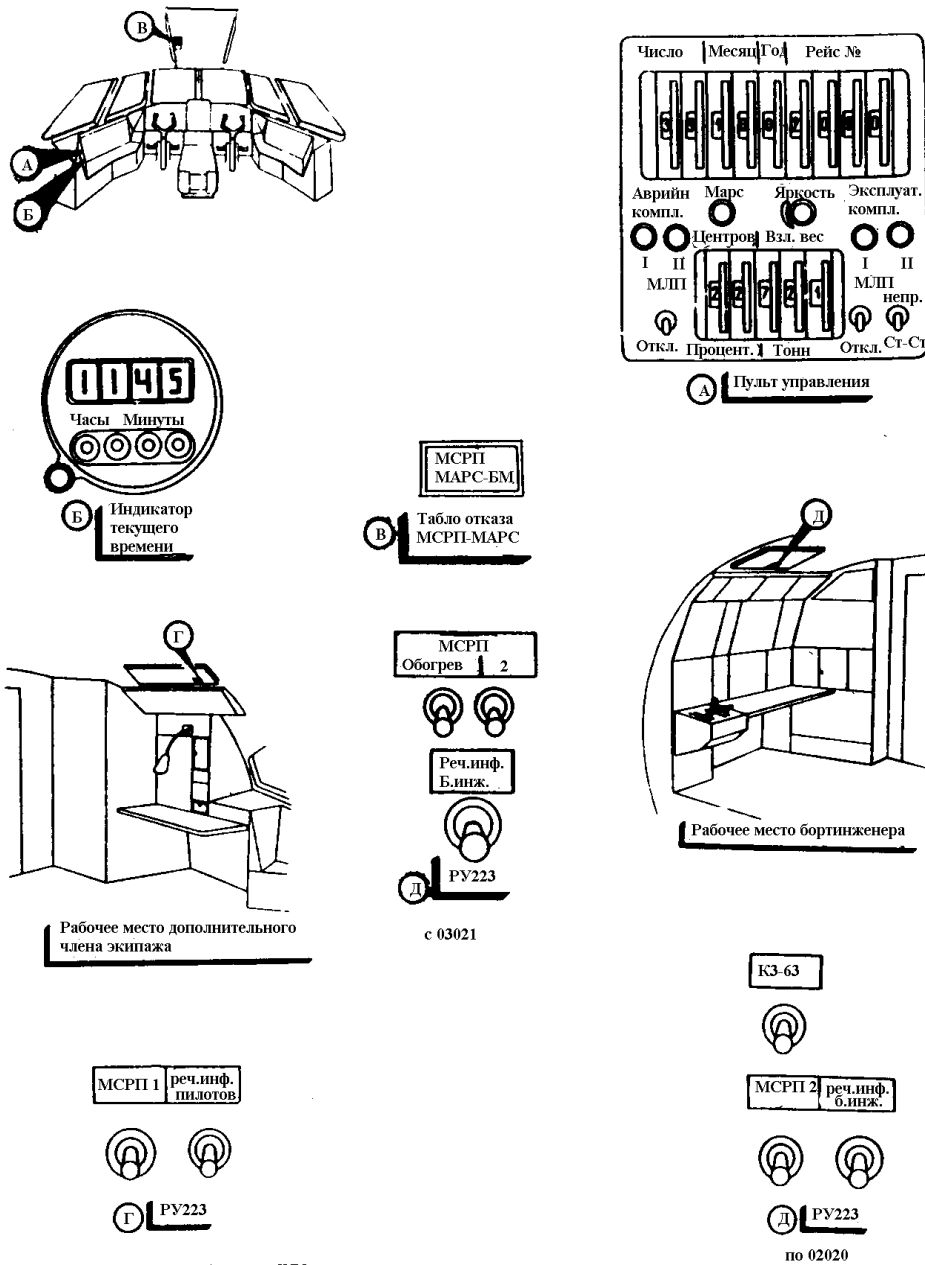


Рис.54. Размещение элементов защиты, управления и контроля МСРП-256

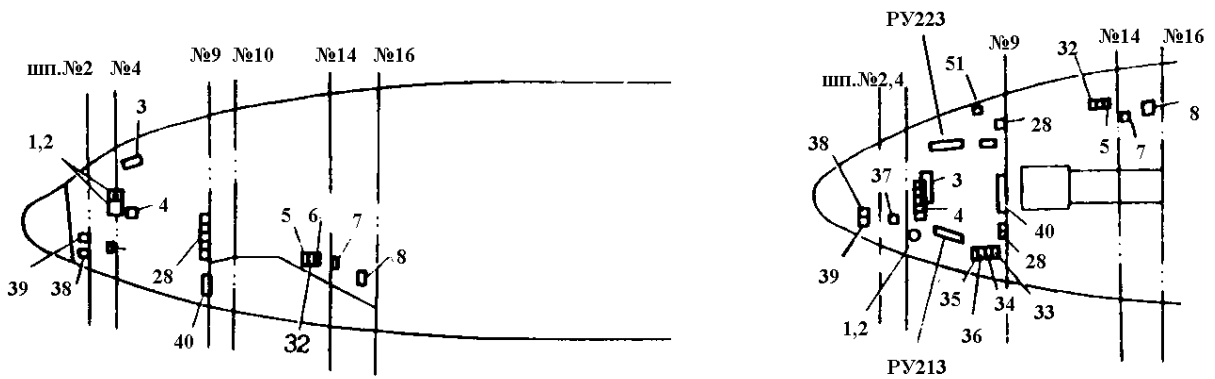
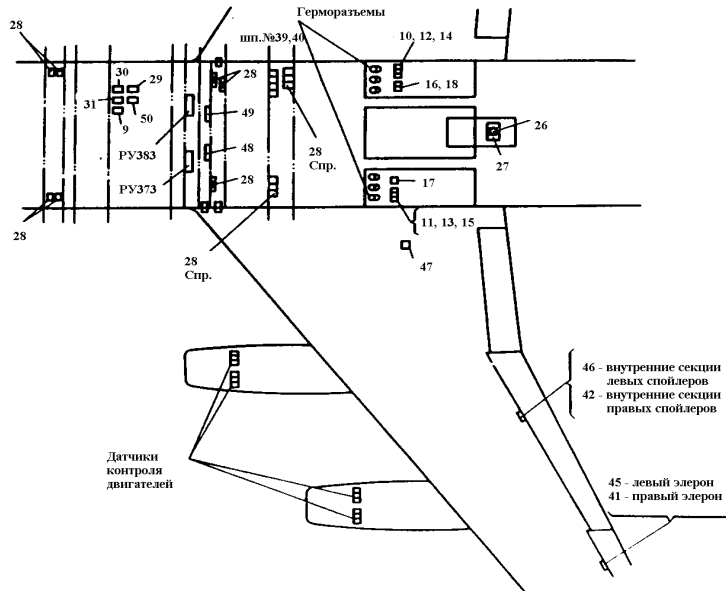
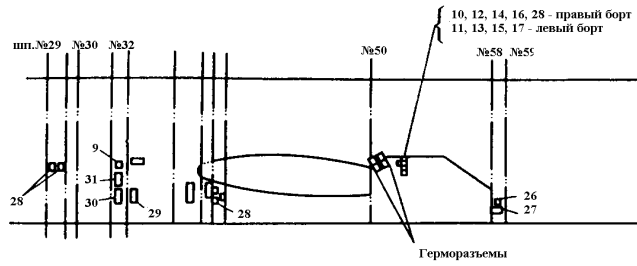
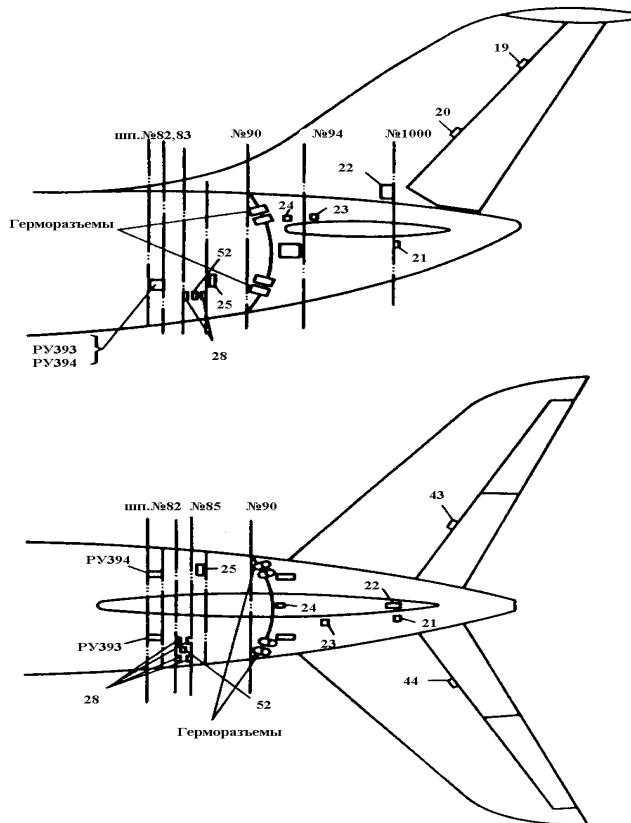


Рис.55 Размещение блоков и устройств МСРП-256 на самолете



Продолжение рис.55



Продолжение рис.55

Таблица 22. Состав системы МСРП-256

| Наименование агрегата | Тип | Колич. шт. |
|--|---------------------------|------------|
| Пульт управления | ПУ-20 | 1 |
| Индикатор текущего времени | ИТВ-4 | 1 |
| Устройство синхронизации и управления | УСУ-3 | 2 |
| Устройство синхронизации и управления | УСУ-4 | 2 |
| Преобразователь многоканальный аналого-цифровой | ПМАЦ-3 | 6 |
| Переключатель кодовый (под крышкой передней панели ПМАЦ-3) | – | 6 |
| Аварийный защищённый бортовой накопитель | МЛП-14-5 | 2 |
| Эксплуатационный кассетный бортовой накопитель | КБН-1-2 (КБН-1-2 2серии)* | 1 |
| Рама монтажная | Ра-38 | 2 |
| Рама монтажная | Ра-39 | 1 |
| Основание монтажное | Ос-3 | 1 |
| Основание монтажное | Ос-4 | 1 |
| Основание монтажное | РА-14-2 | 1 |
| Переключатель кодовый | Ш19-1 | 1 |
| Устройство согласующее | УсС-25-4М | 2 |
| Устройство согласующее | УсС-25-5 | 2 |
| Устройство согласующее | УсС-25-6 | 1 |
| Устройство согласующее | УсС-25-7 | 1 |

*С 06056 установлен КБН-1-2 2серии. КБН-1-2 и КБН-1-2 2серии взаимозаменяемы, по всему разделу именуются КБН-1-2 2серии.

В зависимости от комплекса измеряемых и регистрируемых параметров система комплектуется датчиками и дополнительными согласующими устройствами, указанными в табл. 23.

Таблица 23. Датчики и дополнительные устройства

| Наименование агрегата | Тип | Колич., шт. |
|--|---------------|-------------|
| Устройство согласующее | УсС-16 | 1 |
| Первичные преобразователи (датчики) | | |
| - барометрической высоты | ДВБЧ-У | 2 |
| - приборной скорости | ДПСМ-2 | 2 |
| - избыточного давления (потенциометрический) | ДДиП+0,85-0,1 | 2 |
| Сигнализатор приборной скорости | ССА-0,7-2,2И | 2 |
| Потенциометрический датчик перегрузок | МП-95+5-2 | 2 |
| Потенциометрический датчик перегрузок | МП-95+1,5-1,5 | 4 |
| Двухканальный потенциометрический датчик угловых перемещений, теплостойкий | МУ-616 | 19 |
| Датчик угловой скорости | ДУСУ-1-30АС | 2 |
| Датчик угловой скорости | ДУСУ-1-18АС | 1 |
| Уплотнитель разовых команд | УКР-4 | 23 |

Размещение блоков системы (рис.56)

Пульт ПУ-20, обеспечивающий ручное управление лентопротяжными механизмами, контроль работоспособности бортовой системы регистрации и

ручной ввод в систему опознавательных данных (номер рейса, дата полета, взлетный вес и центровка самолета), индикатор текущего времени ИТВ-4, преобразующий минутные отметки времени в астрономическое время, на котором перед вылетом производится ручная выставка времени, установлены на панели контроля левого пульта пилотов.

Эксплуатационный накопитель КБН-1-2 размещается на раме амортизационной Ра-14-2 в отсеке оборудования на правом борту между шпангоутами №14-16.

Один из защищённых накопителей МЛП-14-5 установлен в заднем багажнике на правом борту между шпангоутами №85, 86. Второй МЛП-14-5 размещён в корневой части киля за задним лонжероном.

Для легкосъёмности отдельных блоков предназначены групповые монтажные основания Ра-38, Ра-39, Ос-3, Ос-4. На каждом из двух монтажных оснований Ра-38 закреплено по два многоканальных преобразователя ПМАЦ-3 (№1 и 3) и устройства синхронизации (УСУ-3 и УСУ-4).

На монтажном основании Ра-39 установлено два преобразователя ПМАЦ-3 (№2 и 4). Одно монтажное основание Ра-38, основание Ра-39 и согласующее устройство УсС-16) размещены в отсеке кухни на правом борту между шпангоутами №32, 33. Второе монтажное основание Ра-38 расположено в заднем багажнике между шпангоутами №58, 59. На монтажном основании Ос-3 закреплено четыре согласующих устройства УсС-25. Основание Ос-3 установлено в помещении кухни на правом борту между шпангоутами №33, 34. На монтажном основании Ос-4 размещено два согласующих устройства УсС-25. Основание Ос-4 установлено в заднем багажнике по оси симметрии самолёта между шпангоутами №58, 59.

Размещение первичных измерительных преобразователей (датчиков), сигнализаторов скорости и уплотнителей разовых команд (УКР-4)

Датчики МУ-616 положения колонки штурвала левого пилота, угла поворота штурвала и положения педалей левого пилота установлены в отсеке оборудования под полом кабины экипажа между шпангоутами №2 и 4. Датчики перепада давления ДДиП, приборной скорости ДПСМ-2, барометрической высоты ДВБЧ-У и сигнализаторы скорости ССА-0,7-2,2И размещены на левом борту фюзеляжа (шпангоуты №8-10) и на правом борту (шпангоуты №12-14).

Датчик приборной скорости ДПСМ-2 и сигнализатор скорости ССА-0,7-2,2И из первого комплекта МСРП-256 подключены к правому ППД и 5-й линии статического давления, ДПСМ-2 и ССА-0,7-2,2И из второго комплекта МСРП-256 подключены к левому (нижнему) ППД и 3-й линии статического давления. Датчик барометрической высоты ДВБЧ-У и датчик перепада давления ДДиП первого комплекта МСРП-256 подключены к 5-й линии статического давления, а датчики ДДиП и ДВБЧ-У второго комплекта питаются от 3-й линии статического давления.

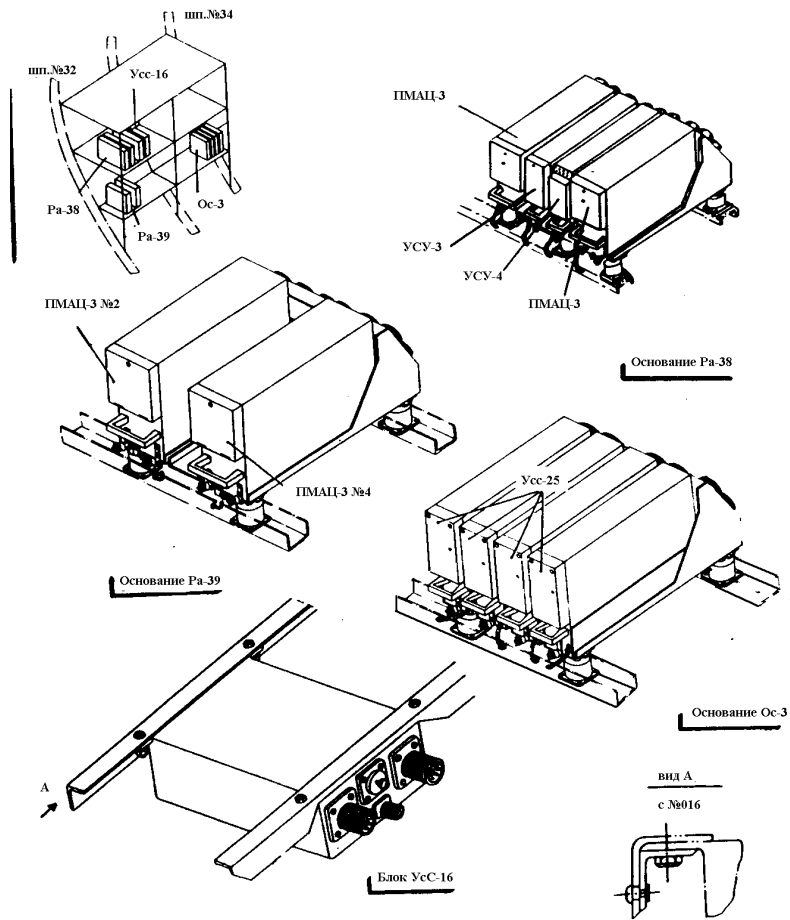


Рис.57. Установка блоков МСРП в нижнем буфете

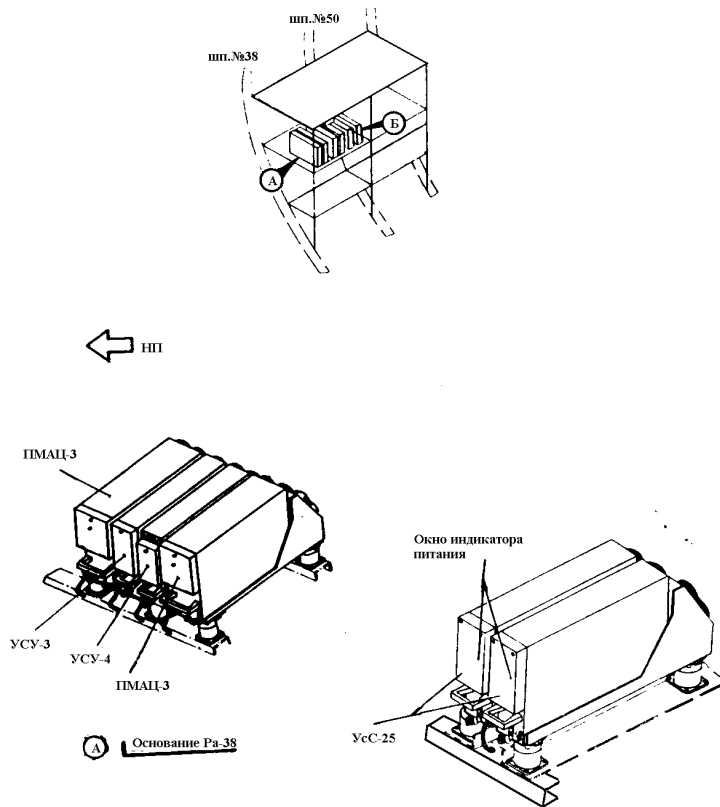


Рис.58. Установка блоков МСРП второго комплекта

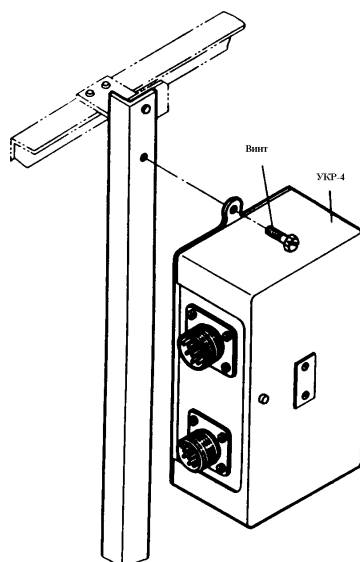


Рис. 59. Типовая установка УКР-4

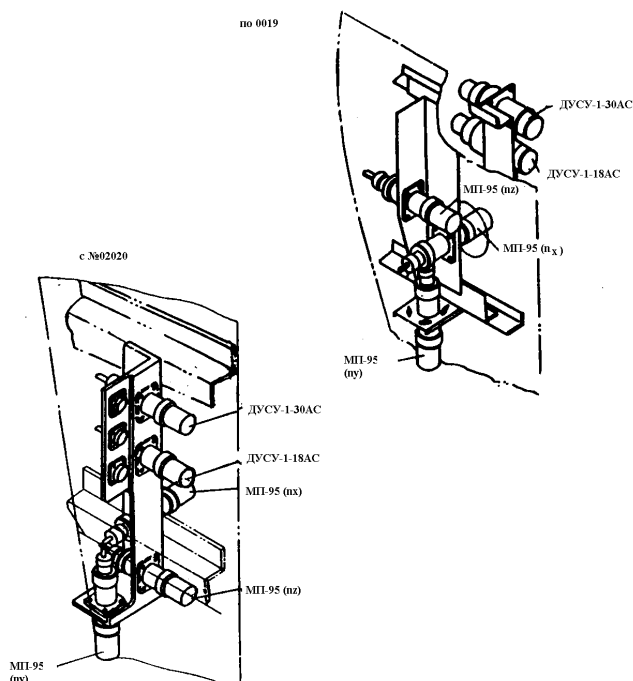


Рис.60. Типовая установка ДУСУ-1У и МП-95

Датчики положения рычага управления двигателями (РУД) установлены на внутренней панели центрального пульта пилотов.

Уплотнители разовых команд УКР расположены:

- на передней стенке отсека шасси, шпангоут №9 (6 шт.);
- на правом борту электроотсека между шпангоутами №39, 40 (3 шт.); и 7 шт. (с №0016)
- на левом борту электроотсека между шпангоутами 39, 40 (3 шт.)
- между шпангоутами №29-30 (по 2 на правом и левом борту)

Датчики вертикальной перегрузки МП-95 +5-2, боковой перегрузки МП-95 +1,5-1,5, продольной перегрузки МП-95+1,5-1,5 и угловой скорости (ω_x) ДУСУ-1-30АС расположены симметрично по 1 шт. каждого типа в отсеках ле-

вой и правой главных ног шасси. В отсеке главной правой ноги шасси установлен датчик угловой скорости (ω_y) ДУСУ-1-18АС.

Датчики контроля двигательных систем (давление масла ДАТ-8С, ДАТ-1,6АС, давление за компрессором ДАТ-18АС, температуры масла на входе в двигатель и на выходе из турбины П-1ТР) размещены по одному на каждом двигателе.

Датчик МУ-616 положения механизма изменения $K_{ш}$ элеронов установлен в левом крыле.

Датчики углов отклонения элеронов и спойлеров установлены в непосредственной близости к соответствующему органу управления в левом и правом крыле.

Датчики положения механизма изменения $K_{ш}$ РВ и РН установлены в хвостовой части фюзеляжа. Датчик угла отклонения стабилизатора размещён в хвостовой части фюзеляжа по оси симметрии (шпангоут №100)

Датчики угла отклонения левой и правой внутренних секций РВ расположены симметрично на левой и правой частях горизонтального оперения. Датчики угла отклонения нижней и верхней секций РН установлены на конструкции киля.

Основные технические данные

Напряжение питания:

Постоянного тока $27 \pm 2,7В$

Напряжение аварийного питания 18-31 В

Потребляемая мощность:

При включённом обогреве не более 600 Вт

При отключённом обогреве не более 450 Вт

При питании от аварийного источника напряжением 18В не более 335 Вт

Число каналов для регистрации параметров:

Эксплуатационным накопителем:

Аналоговых 228

Дискретных (разовых команд) 128

Каждым защищённым накопителем:

Аналоговых до 114

Дискретных (разовых команд) до 64

Частота опроса 1 Гц

Примечание: предусмотрена возможность увеличения частоты опроса до 2, 4, 8 Гц за счёт подключения одного и того же датчика к соответствующему числу каналов ПМАЦ-3.

Система обеспечивает синхронизацию записи измерительной информации с записью акустических сигналов на бортовом устройстве записи речи «Марс-БМ».

Время записи в непрерывном режиме с автоматическим стиранием ранее записанной информации:

| | |
|---|--------|
| Для эксплуатационного накопителя | 10 ч |
| Для защищенного накопителя | 25,0 ч |
| Время готовности к работе после включения питания | 3 мин. |

Система обеспечивает регистрацию сигналов:

-аналоговых (выдаваемых потенциометрическими и непотенциометрическими датчиками);

-дискретных (разовых команд).

Параметры аналоговых сигналов:

напряжение постоянного тока, изменяющееся от 0 до 6,3 В;

напряжение постоянного тока, изменяющееся от 0 до 40 мВ и от 0 до 37,5 В;

двуполярное напряжение постоянного тока, изменяющееся от -75 до +75 мВ; от -150 до +150 мВ; от -5,6 до +5,5 В;

напряжение переменного тока частотой 400 Гц, изменяющееся от 90 до 140 В; от 0 до 45 В, от 0 до 5 В;

напряжение переменного тока 115 В частотой, изменяющейся от 370 до 430 Гц;

частота от 370 до 430 Гц переменного тока напряжением от 90 до 100 В;

частота от 8 до 10,2 кГц переменного тока напряжением от 2,6 до 4,5 В;

частота от 5 до 100 Гц переменного тока напряжением от 3 до 30 В;

сопротивление, изменяющееся от 70 до 160 Ом;

угол поворота сельсина изменяется от 0 до 120;

угол поворота ротора синусно-косинусного трансформатора изменяется от 0 до 360.

Параметры разовых команд:

Выключено: напряжение постоянного тока в пределах от 0 до 0,4 В либо обрыв цепи.

Включено: напряжение постоянного тока 3-30 В.

Питание

Основным источником питания системы является бортсеть постоянного тока напряжением $27 \pm 2,7$ В. Для питания гиromоторов датчиков угловых скоростей типа ДУСУ требуется трехфазный переменный ток напряжением 36 В, поступающий от бортсети трехфазного тока или от автономного преобразователя ПТС-250А трехфазного тока напряжением 36 В.

При отказе в полете основного источника питания в каждом комплекте предусмотрено питание блоков ПМАЦ-3 №1, ПМАЦ-3 №3, УСУ-4, МЛП-14-5 и датчиков, обеспечивающих регистрацию аварийных параметров, от аккумуляторных батарей. Переключение питания производится автоматически. Для повышения надежности работы системы каждый комплект подключается к бортсети через восемь автоматов защиты сети (АЗС).

Автоматы защиты сети основного питания размещены в ЦРУ373, ЦРУ383, РУ393, РУ394, РУ213, РУ223 постоянного тока.

По два АЗС аварийного питания установлены в левом и правом хвостовом распределительном устройстве ХРУ711 и ХРУ712.

Автомат защиты сети управления включением аппаратуры первого комплекта системы размещен в РУ223 постоянного тока экипажа, второго комплекта – в РУ223.

Включение и установка режима работы системы

При всех включенных АЗС питания обоих комплектов системы, размещенных на панелях ЦРУ и РУ, установленных вне кабины экипажа, система включается и подготавливается к работе после включения АЗС цепей управления «МСРП» и МСРП2» в левом РУ213 и правом РУ223 постоянного тока кабины экипажа.

Помимо ручного включения питания системы предусмотрено автоматическое включение при подключении к бортсети любого генератора переменного тока независимо от положения АЗС «МСРП1» и «МСРП2». Таким образом, обеспечивается невозможность отключения системы в полете.

Включение и отключение накопителей МЛП-14-5 и КБН-1-2, ввод опознавательных данных, контроль работоспособности системы, а также регулировка яркости подсвета сигнальных ламп осуществляется с пульта управления ПУ-20.

Установка текущего времени производится на индикаторе текущего времени ИТВ-4 следующим образом: выведите ручку «ЯРК» вправо до упора; нажмите кнопку ввода десятков часов. В нажатом положении показания времени должны меняться; в момент фиксирования на табло (в течение 0,5 с) необходимого показания времени, отжать кнопку, при этом должно зафиксироваться необходимое значение астрономического времени.

ВНИМАНИЕ! Показания единиц часов при нажатии кнопки десятков часов обнуляются.

Нажмите кнопку ввода единиц часов; в нажатом положении показания времени должны меняться; в момент фиксирования на табло (в течение 0,5 с) необходимого показания времени необходимо отжать кнопку. Аналогично устанавливаются десятки и единицы минут. Установите ручкой «ЯРК» необходимую яркость индикаторов в зависимости от условий освещенности.

При включении электропитания самолета постоянным током 27 В на пульте ПУ-20 загораются сигнальные лампы: «АВАРИЙН КОМПЛ (1 и 2)», «ЭКСПЛУАТ КОМПЛ 1» и табло «МСРП-МАРС-БМ» на верхнем электрощитке пилотов. Накопители МЛП-14-5 включаются на запись информации как вручную с пульта ПУ-20, так и автоматически в начале пробега самолета при срабатывании сигнализатора скорости ССА-0,7-2,2И при скорости 70 км/ч. После включения накопителей МЛП-14-5 при отсутствии отказов в работе блоков МСРП-256 на пульте ПУ-20 гаснут сигнальные лампы «АВАРИЙН КОМПЛ 1 и 2».

Сигнализатор скорости включает МЛП-14-5 независимо от положения переключателей на пульте ПУ-20, что исключает возможность отключения накопителей в полете.

Накопители МЛП-14-5 регистрируют информацию в течение всего полета. Эксплуатационный накопитель КБН-1-2 включается на запись вручную с пульта управления выключателем «МЛП-ОТКЛ». После включения КБН-1-2 при отсутствии отказов в блоках МСРП-256 гаснет сигнальная лампа «ЭКСПЛУАТ КОМПЛ 1».

Накопитель КБН-1-2 имеет два режима работы – непрерывный и старт-стопный. Установка режима работы КБН-1-2 производится переключателем «НЕПР-СТ-СТ» на пульте управления. При установке этого переключателя в положение «НЕПР» КБН-1-2 регистрирует информацию непрерывно в течение всего полета аналогично накопителям МЛП-14-5.

Для перехода на стартстопный режим работы переключатель на ПУ-20 необходимо установить в положение «СТ-СТ», в этом режиме накопитель записывает информацию последних 12 мин каждого часа полета, при условии, когда высота H больше 3000 м или приборная скорость больше или равна 430 км/ч.

Цикл работы накопителя КБН-1-2 в стартстопном режиме определяется устройством сигнализации и управления УСУ-4, управление программным механизмом которого осуществляется по сигналам текущего времени ИТВ-4.

Программный механизм УСУ-4 включается в работу при достижении самолетом приборной скорости больше 430 км/ч или высоты больше 3000 м. При наличии одного или двух этих условий коммутационный блок комплекса ИКВСП выдает один или два сигнала постоянного тока напряжением 27В на обмотки реле, которое включает через УСУ-4 накопитель КБН-2 в стартстопный режим.

Стартстопный режим работы накопителя позволяет:

- уменьшить расход магнитной ленты в полёте, таким образом, обеспечивая накопление информации без замены ленты за несколько полётов;
- сократить объём избыточной информации об этапах полёта, характеризующихся сравнительно небольшими эволюциями самолета и установившимися режимами работы двигателей и самолетных систем.

Электрическая система управления первым комплектом системы (рис.61)

При включении бортсети постоянного тока под напряжением получает «плюс» обмотка реле Р1, «минус» подается через замкнутые контакты реле Р21, если генераторы переменного тока не включены. Реле Р1, срабатывая, разрывает цепи питания Ра-38.

После включения АЗС «МСРП» получает питание обмотка реле Р2 и через свои контакты разрывает цепь питания обмотки реле Р1, контакты которого возвращаются в исходное положение. Аналогично включению АЗС «МСРП» действует подключение к сети любого из генераторов переменного тока. Через контакты реле Р1 напряжение поступает к блоку Ра-38.

Питание обогрева зарезервировано.

Система МСРП-256 подготавливается к работе. Реле Р3 своими контактами переключает питание системы с основного на аварийное.

Независимо от положения контактов реле Р3, т.е. при любом источнике питания после подачи напряжения к Ра-38 (+27В двигателя) оно поступает на обмотки реле Р4 и Р5, после срабатывания которых получает питание накопитель МЛП-14-5 и цепи питания датчиков – первичных преобразователей. Реле Р6 переключает питание датчиков с основного источника на аварийный. Для включения накопителя МЛП-14-5 на запись, необходимо на пульте ПУ-20 переключатель «АВАРИЙН» в первом комплекте установить верхнее положение. При этом на МЛП-14-5 (первого комплекта) начинается регистрация параметров. Аналогичное включение МЛП-14-5 на запись осуществляется с помощью сигнализатора скорости ССА-0,7-2,2и, который замыкает свои контакты при достижении самолётом скорости 70 км/ч.

Реле Р7 подаёт напряжение +27В к Ра-38 для управления стартстопным режимом, который возможен только при условии срабатывания реле Р8 и Р9 по соответствующим сигналам комплекта ИКВСП.

Реле Р10 подаёт сигнал после замыкания контактов сигнализаторов ССА-0,7-2,24 для автоматического включения аппаратуры «Марс-БМ» на запись.

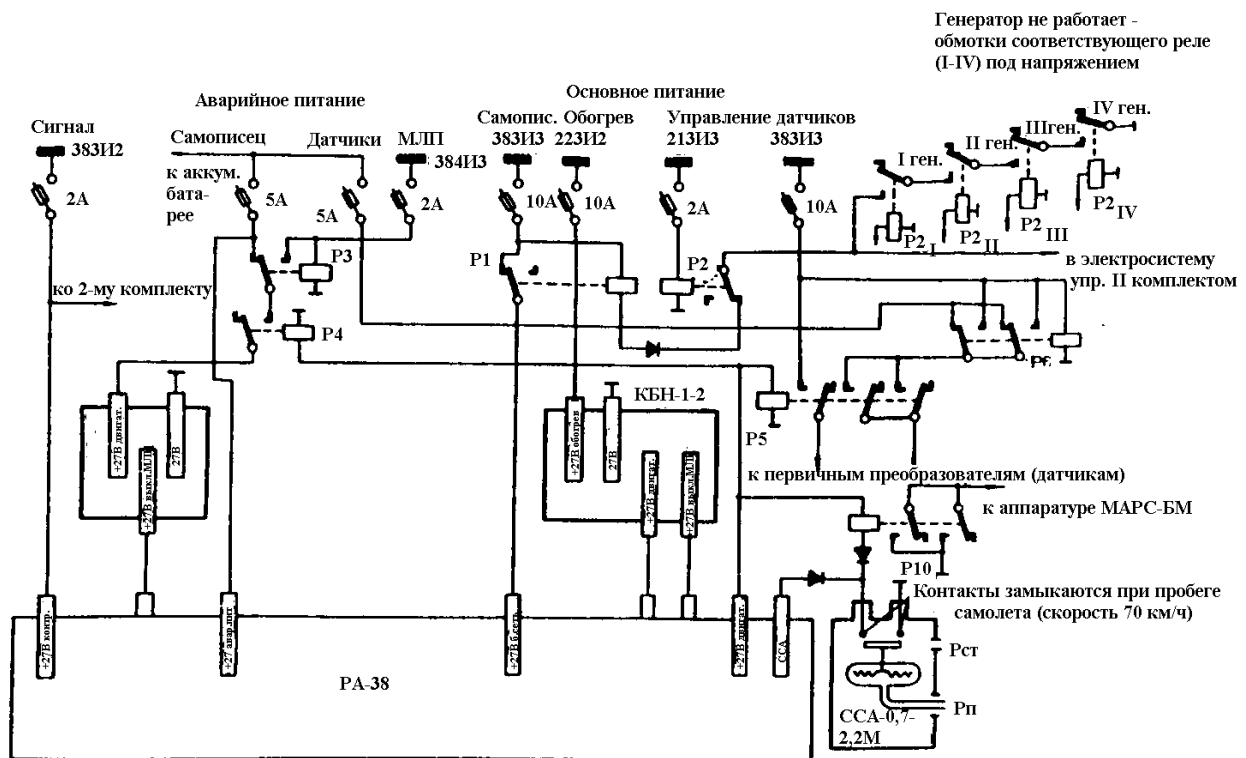


Рис.61. Электрическая схема управления 1-м комплектом МСРП

Регулировка яркости сигнальных ламп

На лицевой панели пульта ПУ-20 установлено 4 сигнальные лампы встроенного контроля, размещённые под надписями: «АВАРИЙН КОМПЛ 1 и 2» (2 шт.), «ЭКСПЛУАТ КОМПЛ 1» и «МАРС». Яркость регулируется ручкой переключателя с надписью «ЯРКОСТЬ». Переключатель размещён на лицевой панели пульта между указанными лампами.

Шесть сверхминиатюрных ламп накаливания, освещающих надписи, относящиеся к органам управления и контроля системы, питаются переменным

током напряжением 6,3В частотой 400 Гц. Яркость ламп, обеспечивающих подсвет надписей, регулируется ручкой трансформатора (Тр-60/2) «ЛАМПЫ ЯРКОСТЬ», выведенной на панель управления освещением левого пилота.

Установка опознавательных данных

На лицевой стороне пульта ПУ-20 имеются поворотные диски переключателей, которые служат для ввода опознавательных данных: число, месяц, год (последняя цифра), номер рейса, взлетный вес и центровка самолета.

Текущее время (московское декретное) устанавливается нажатием соответствующих кнопок на индикаторе ИКВ-4. При этом следует учитывать, что по шкале ИТВ время отсчитывается в диапазоне 0-24 ч.

Для возможности регистрации системой номера самолета, на котором установлен данный комплект, необходимо распаять особым образом розетку каждого переключателя Ш-1 на блоке УСУ-3. В табл. 24 методика распайки показана на примере самолета №03719:

- в строке 1 записываются последние 5 цифр самолета по десятичной системе;
- с помощью табл. 25 эти цифры переводятся в двоично-десятичные числа, которые записываются в строке 2 табл. 3;
- в строке 4 клемма 21 розетки Ш1 соединяется с клеммами, против которых приходятся нули записи номера самолета по двоично-десятичной системе, т. е. нули в строке 2.

Табл.24. Пример распайки розетки кодового переключателя

| | | | | | | | |
|---|---|----|----------------|----------------|---------------|---------|---------|
| 1 | Запись номера самолёта в десятичной системе | — | 0 | 3 | 7 | 1 | 9 |
| 2 | Запись номера самолёта в двоично-десятичной системе | — | 0 0 0 0 | 0 0 1 1 | 0 1 1 1 | 0 0 0 1 | 1 1 1 1 |
| 3 | Номера клемм розетки Ш1 УСУ-3 | 21 | 20 19 18 17 | 16 15 14 13 | 12 11 10 9 | 8 7 6 5 | 4 3 2 1 |
| 4 | Схема распайки розетки Ш1 УСУ-3 | | | | | | |

Табл.25. Таблица перевода десятичной системы в двоично-десятичную систему

| Цифра десятичной системы | Двоично-десятичное число | | | |
|--------------------------|-----------------------------------|---|---|---|
| | Разряды двоично-десятичного числа | | | |
| | 4 | 3 | 2 | 1 |
| 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1 | 0 | 0 | 0 | 1 |
| 2 | 0 | 0 | 1 | 0 |
| 3 | 0 | 0 | 1 | 1 |
| 4 | 0 | 1 | 0 | 0 |
| 5 | 0 | 1 | 0 | 1 |
| 6 | 0 | 1 | 1 | 0 |
| 7 | 0 | 1 | 1 | 1 |
| 8 | 1 | 1 | 1 | 0 |
| 9 | 1 | 1 | 1 | 1 |

Встроенный контроль работоспособности системы

Четыре лампы встроенного контроля на пульте ПУ-20 загораются в следующих случаях:

-лампы «АВАРИЙН КОМПЛ 1» при отказе МЛП-14-5 в ПМАЦ-3 №1 и 3 первого комплекта;

-лампы «АВАРИЙН КОМПЛ 2» при отказе МЛП-14-5 в ПМАЦ-3 №1 и 3 второго комплекта;

-лампа «ЭКСПЛУАТ КОМПЛ 1» при отказе КБН-1-2 и ПМАЦ-3 №2 и 4.

Кроме того, система контролируется шестью светодиодами, размещенными на лицевой панели блока УСУ-4: четыре горят при исправных блоках ПМАЦ-3; пятый, обозначенный «МЛП-А», горит при включенном и исправном накопителе МЛП-14-5; шестой «МЛП-Э»- при включенном и исправном накопителе КБН-1-2. На лицевой панели каждого ПМАЦ-3 и УсС-25 имеется светодиод, загорающийся при исправности данного блока.

Одновременно с этим в системе формируется суммарный сигнал исправности комплекта, состоящего из МЛП-14-5 и ПМАЦ-3 №1 и 3, КБН-1-2 и ПМАЦ-3 №2 и 4. Этот сигнал выдается с блока УСУ-4.

При отсутствии сигнала исправности или при отказе аппаратуры «МАРС-БМ» на верхнем электрощитке пилотов загорается табло «МСРП-МАРС».

Сигнал исправности блоков МЛП-14-5 и ПМАЦ-3 №1 и 3 и суммарный сигнал исправности комплекта проходят через блок УСУ-3.

При отстыковке УСУ-3 от монтажного основания Ра-38 цепи сигналов исправности обрываются. Это приводит к загоранию сигнальной лампы встроенного контроля «АВАРИЙН КОМПЛ 1» (или 2) на панели ПУ-20 и табло «МСРП-МАРС» на верхнем электрощитке.

Перечень параметров, регистрируемых системой МСРП-256

Система МСРП-256 рассчитана на измерение и регистрацию информации из расчета 256 измерений в секунду и имеет 228 аналоговых измерительных каналов и 128 каналов регистрации разовых команд.

Эксплуатационный накопитель системы регистрирует информацию из расчета 256 изм./с, а аварийный – из расчета 128 изм/с, т. е. эксплуатационный накопитель регистрирует всю информацию, поступающую в систему, а аварийный – часть её.

Параметры, регистрируемые аварийным и эксплуатационным накопителем (аварийные параметры), в графе «Назначение» перечня параметров обозначены буквой «А».

Параметры, регистрируемые только эксплуатационным накопителем (эксплуатационные параметры), обозначены буквой «Э».

На накопителе МЛП-14-5 первого комплекта регистрируются параметры, обозначенные буквой «А», а на накопителе КБН-1-2 все параметры (обозначенные буквами «А» и «Э»). На МЛП-14-5 второго комплекта регистрируются те же параметры, что на МЛП-14-5 первого комплекта как по датчикам, так и по номерам каналов.

Для второго комплекта в отличие от первого комплекта датчиками следующих параметров являются:

| | |
|--|------------------------|
| Высота геометрическая (H_r) | РВ А-031 (правый) |
| Высота относительная ($H_{отн}$) | УВ-15 второго пилота |
| Курс гиромагнитный (ψ) | БГМК-6 2 канал |
| Угол тангажа ($\vartheta_{ПКП_{прав}}$) | ПКП-72М (правый) |
| Угол атаки (местный) (α_m) | ДУА-9Р (правый) |
| Температура наружного воздуха (t_n) | УТ-1М-1 второго пилота |
| Исправность канала гиромагнитного курса системы курсовертикали | БГМК-6 2 канал |

Для второго комплекта номер канала по МСРП-256 остается таким же, как и для первого комплекта.

Для определения номера канала по Луч-74 для второго комплекта необходимо в номере канала для первого комплекта первую цифру 3 заменить цифрой 2.

Например: для параметра «Предкрылки не убраны» номер канала по Луч-74 для первого комплекта будет 3085, а для второго комплекта – 2085.

В графе «Суммарная погрешность измерения», «%» приводится величина максимальной суммарной (сквозной) погрешности системы, которая определяется по формуле:

$$\delta_\varepsilon = |\delta_{\text{дас}}| + \sqrt{\delta_{\text{су}}^2 + \delta_{\text{анц}}^2},$$

где $|\delta_{\text{дас}}|$ - приведенная погрешность первичного измерительного преобразователя (согласно паспорту датчика);

$\delta_{\text{су}}^2$ - приведенная погрешность согласующего устройства, равная 0,2-1% в зависимости от вида входного сигнала;

$\delta_{\text{анц}}^2 = -0,7 + 0,4\%$ - приведенная погрешность аналого-цифрового преобразователя.

В графе «Частота опроса» указано количество измерений данного параметра на 1с.

Все сигналы, не указанные в колонке «Примечание» как проходящие через УсС, проходят непосредственно на соответствующий ПМАЦ.

11. ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ САМОПИСЕЦ ВЫСОТЫ И ПЕРЕГРУЗКИ КЗ-63

Самописец КЗ-63 предназначен для регистрации в полете барометрической высоты, приборной скорости и вертикальной перегрузки.

На самолете устанавливается самописец КЗ-63 вариант 2. В комплект самописца входит собственно самописец КЗ-63 и фильтр радиопомех 2054.007. Размещение самописца на самолете показано на рис.62.

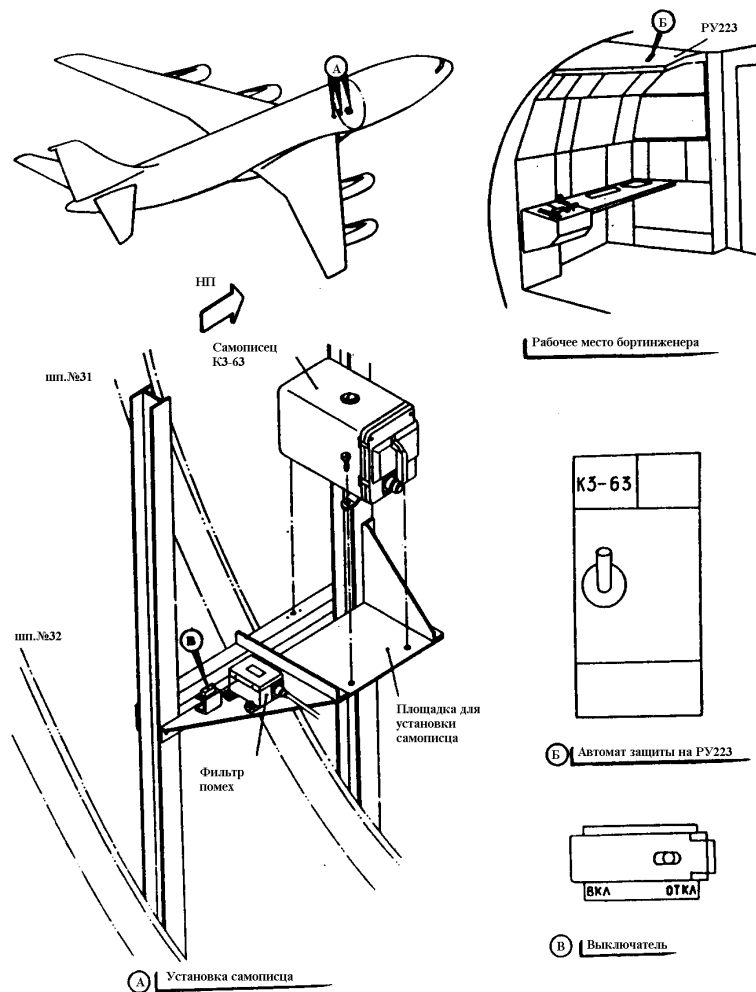


Рис.62. Установка самописца КЗ-63

В основу системы регистрации высоты и скорости положен манометрический принцип, при котором упругость мембран уравнивает давление, а их деформация измеряет эту силу. Чувствительным элементом системы регистрации высоты является aneroidная коробка. При изменении атмосферного давления жесткий центр aneroidной коробки совершает ход, освобождая соединительную тягу. Цилиндрическая пружина соответственно этому ходу поворачивает ось с укрепленной на ней стрелкой. Запись производится по эмульсии пленки, зафиксированной без проявления, корундовым резцом, укрепленным на конце стрелки.

Система регистрации скорости представляет собой полную копию системы регистрации высоты с той лишь разницей, что вместо aneroidной коробки применена манометрическая. В основу регистрации перегрузки положен принцип пружинных весов, при котором инерционная сила груза уравнивается упругостью пружин, а их деформацией эта сила измеряется.

Прибор имеет электрообогрев, который включается при температуре $15+5^{\circ}\text{C}$ с помощью встроенного термореле. Электрообогрев включается автоматически при помощи автомата защиты «КЗ-63» на РУ223.

По 02020 комплект КЗ-63 установлен на левом борту за стенкой буфета-кухни под рабочим столом между шпангоутами №31, 32. С 03021 Комплект КЗ-63 установлен на специальной полке, на левом борту в электроотсеке.

Полка находится на стенке переднего лонжерона (шп. 40).

К самописцу подключены трубопроводы от приемников статического (линия №4) и полного давления (от нижнего левого приемника ППД).

По 02020 питание КЗ-63 постоянным током 27В осуществляется от РУ223ИЗ через автомат защиты «КЗ-63». По 03021 питание постоянным током 27 В и обогрев самописца осуществляется от ЦРУ373 через автомат защиты «КЗ-63».

При взлете и посадке самописец автоматически включается и выключается в результате срабатывания концевого выключателя системы блокировки «ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ», установленного на стойке правой главной ноги шасси.

Для наземной проверки самописца около него установлен выключатель «КЗ». Выключатель имеет специальный колпачок, который фиксирует его в положении «ВЫКЛ», в этом случае цепь питания самописца обесточена. Для включения питания надо открыть колпачок и повернуть выключатель в положение «ВКЛ». После наземной проверки самописца выключатель возвращается в положение «ВЫКЛ» и колпачок закрывается.

Для измерения скорости движения пленки внутри самописца имеется переключатель на три положения:

- малая скорость (5 мм/мин) – нейтральное положение;
- большая скорость (5 мм/с) – нижнее положение;
- автоматическая работа – верхнее положение.

Для регистрации внешних условий полета переключатель устанавливается в положение «АВТОМАТИЧЕСКАЯ РАБОТА». Запас пленки рассчитан на 25 часов непрерывной работы самописца.

Основные технические данные

Диапазон регистрируемых величин:

| | |
|--|-----------------------|
| Высота | 0-20 км |
| Скорость | 200-1100 км/ч |
| Перегрузка | от-1,5 до +3,5 ед. |
| Частота срабатывания отметчика времени | 1 импульс 3 мин |
| Порог автоматического переключения скоростей | ± (от 0,2 до 0,3 ед.) |
| Скорость движения пленки: | |
| Малая | 4,2-5,2 мм/мин |
| Большая | 4,2-5,2 мм/с |

Переключение скоростей может быть автоматическим и ручным.

Для записи в КЗ-63 применяются пленки, зафиксированные без проявления:

стандартная эмульсионная пленка, изготовленная по ТУ № У-23-4;
черно-белая кинопленка (со стандартной перфорацией) толщиной 0,15-0,02 мм ГОСТ 4896-49

Ширина «дорожек» записи на пленке:

| | |
|---|-------------------|
| Высота и скорость | 7+1,0-0,5 мм |
| Перегрузка | 10+1,0-0,5 мм |
| Погрешность регистрации от диапазона записи: | |
| Высота и скорость | ±4% |
| Перегрузка | ±3% |
| Диапазон температур работы прибора | от+60 до –60 (±3) |
| Напряжение электропитания | -27±2,7 В |
| Потребляемый ток | не более 5 А |
| Статические камеры прибора должны быть герметизированы. | |
| Допускается утечка 5 мм рт. ст. за 3 мин при вакууме 450 мм рт. ст. | |
| Масса прибора | не более 5 кг |
| Масса фильтра радиопомех | не более 0,6 кг |

12. СИСТЕМА АВАРИЙНОЙ И ПРЕДУПРЕЖДАЮЩЕЙ СИГНАЛИЗАЦИИ (САС)

Для оповещения членов экипажа с помощью световых и звуковых сигналов об отказах, неисправностях и режимах работы систем и агрегатов на самолете установлена система аварийной и предупреждающей сигнализации (САС).

В комплект системы входят следующие функциональные блоки:

- БК-1 – блок коммутации (3 шт.);
- БАП – блок аварийных и предупреждающих сигналов (23 шт.);
- БУ – блок уведомляющих сигналов (8 шт.);
- БК-5 – блок коммутации (2 шт.);
- БК-6 – блок коммутации (2 шт.);

Блоки установлены на рамках САС левого и правого борта в технических отсеках № 1 и 2. (рис. 63 и 64). На лицевой панели каждого блока нанесен его электрический номер.

ПРИМЕЧАНИЕ: с 02017 система САС-1-3 заменяется на САС-4-3, соответственно изменяются блоки БАП на БАП-1, БК-1 на БК-4, БУ на БУ-1. Системы полностью взаимозаменяемы и замена не влечет за собой какие-либо доработки на объекте. Допускается смешанная установка блоков – новых блоков совместно с блоками старой системы.

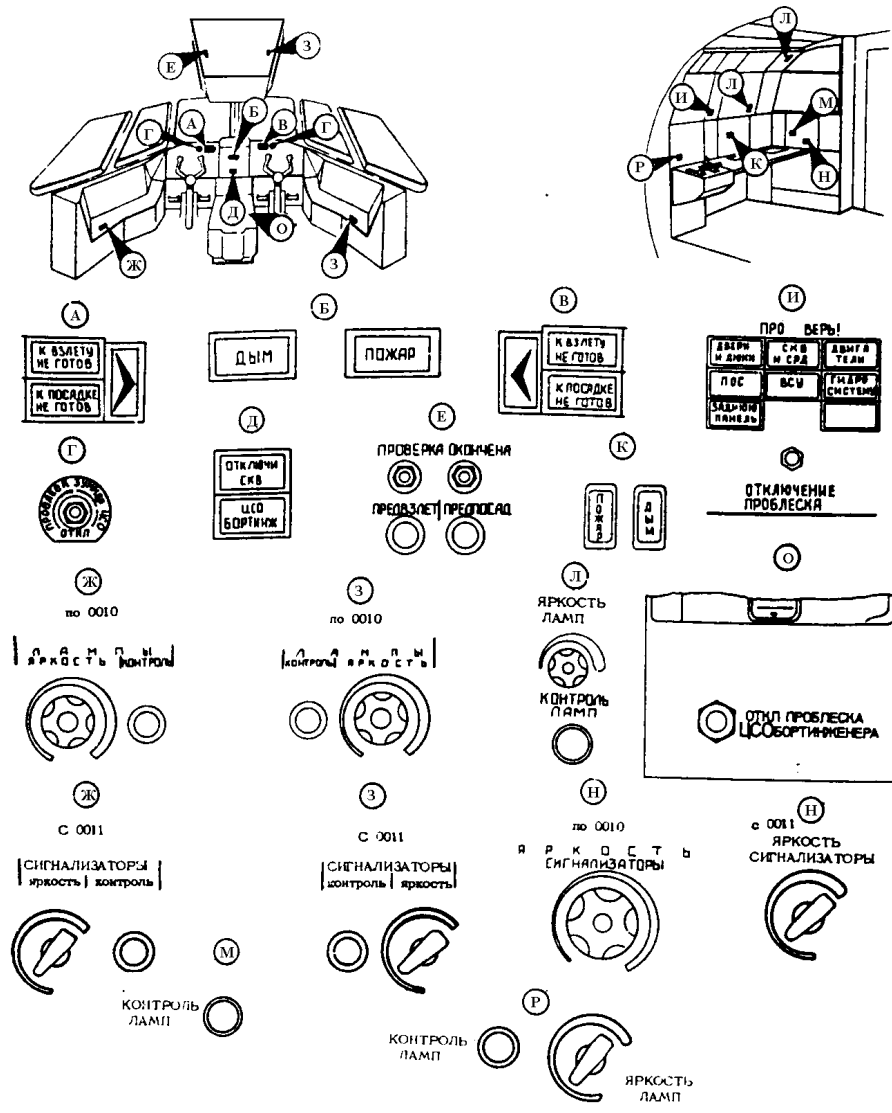


Рис.63. Размещение элементов сигнализации и контроля системы САС на рабочих местах членов экипажа

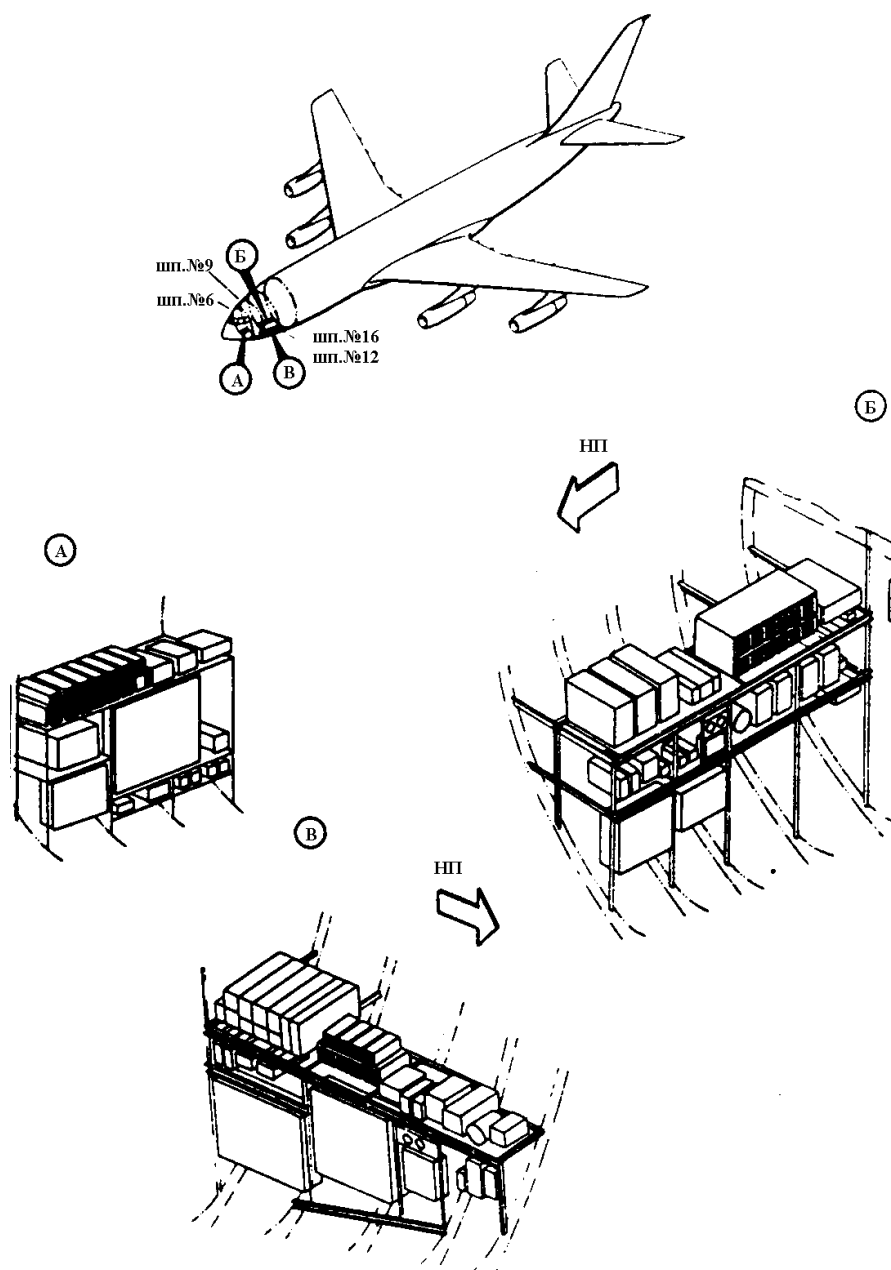


Рис.64. Размещение блоков САС в техотсеках

Принцип действия

Специальные датчики, установленные в контролируемой системе, срабатывают при отклонении параметров системы от заданных величин или при отклонении положения исполнительного органа механизма от заданного для определенного этапа полета (рис. 65). При срабатывании датчика сигнал в виде напряжения постоянного тока поступает в блок уведомляющих сигналов (БУ) или в блок аварийных и предупреждающих сигналов (БАП).

Сигнал усиливается и подается в светосигнализатор с цветным светофильтром, высвечивающим трафарет с определенной надписью или мнемознаком.

Аварийный сигнал поступает в светосигнализатор с красным светофильтром, который может работать в режиме проблеска или постоянного горения.

Аварийный световой сигнал может сопровождаться прерывистым звуковым сигналом.

Предупреждающий сигнал поступает в сигнализатор с желтым светофильтром, который работает в режиме постоянного горения.

Уведомляющий сигнал подается в сигнализатор с зеленым светофильтром, который при включении горит постоянно.

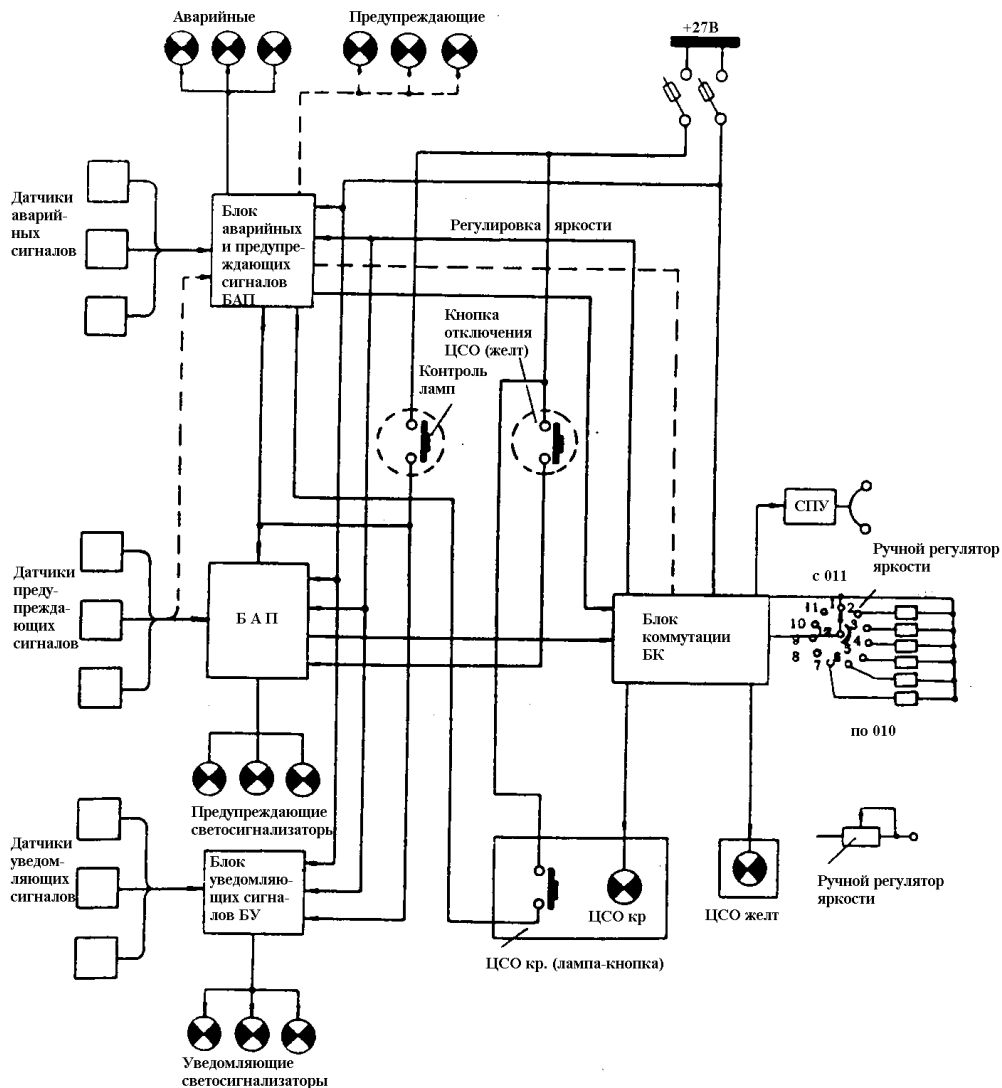


Рис.65. Функциональная схема САС

Связь блоков и элементов системы

Блоки БАП имеют функциональную связь с блоком коммутации БК-1. Блок коммутации вырабатывает управляющие сигналы для блока БАП, в результате чего аварийный (при поступлении сигнала с датчика аварийных сигналов) сигнализатор работает в режиме проблеска или постоянного горения. Кроме того, блок БАП, принимая сигналы от датчиков, выдает сигнал в блок БК-1, который формирует сигнал на центральный сигнальный огонь (ЦСО) и СПУ.

ЦСО объединяет группу сигнализаторов (датчиков) одной или нескольких систем. При срабатывании одного из датчиков этой группы срабатывает соответствующий сигнализатор и ЦСО. Таким образом, при срабатывании ЦСО загорается сигнализатор и указывает место, где произошел отказ.

После получения информации экипаж может отключить ЦСО и звуковой сигнал, а соответствующий аварийный сигнализатор перевести из режима проблеска в режим постоянного горения. ЦСО и СПУ после отключения будут готовы к приему следующего сигнала.

Сигналы с датчиков уведомляющих сигналов поступают в блок БУ, который включает соответствующие уведомляющие светосигнализаторы.

Элементы управления, контроля и сигнализации

Для отключения ЦСО, звукового сигнала и проблеска на пультах и панелях приборных досок установлены кнопки “ПРОБЛЕСК ЗУММЕР ЦСО ОТКЛ”.

Яркость свечения ламп светосигнализаторов и ЦСО на рабочих местах членов экипажа регулируется при помощи резисторов или галетных переключателей “ЯРКОСТЬ СИГНАЛИЗАТОРОВ”. Сигнал с резисторов воздействует на формирующие устройства регулирования яркости в БК-1.

Для контроля работоспособности функциональных блоков, светосигнализаторов и ЦСО на рабочих местах членов экипажа установлены кнопки “КОНТРОЛЬ ЛАМП”. Если схема исправна, то после нажатия кнопки загораются соответствующие светосигнализаторы и ЦСО.

Светосигнализаторы расположены на панелях приборных досок и щитках рабочих мест членов экипажа. ЦСО размещены на панелях приборных досок.

В качестве светосигнализаторов выбраны табло ТС-5 по 0012 с 0013 ТС-5М или мнемосигнализаторы МС-М.

Для ЦСО также применяются табло ТС-5 по 0012 с 0013 ТС-5М за исключением ЦСО “ПОЖАР” и “ДЫМ”, для которых использованы табло ТСК-1. Отключение ЦСО “ПОЖАР” и “ДЫМ” производится нажатием этих кнопок табло.

В блоках коммутации БК-5 и БК-6 установлены коммутационная аппаратура и диоды. Формирование сигналов и работа светосигнализаторов приведены в соответствующих разделах Инструкции по технической эксплуатации Ил-86.

ЦСО пилотов

На рабочем месте пилотов установлены следующие ЦСО:

центральные ЦСО с мнемознаком “ > ” или “ < ” (Мнемознак указывает: “смотри сигнализаторы центральной панели”);

- “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ”;
- “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ”;
- “ОТКЛЮЧИ СКВ”;
- “ЦСО БОРТИНЖ”;
- “ПОЖАР”;
- “ДЫМ”.

Горение ЦСО сопровождается проблеском, а горение ЦСО “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ” и “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ” помимо проблеска сопровождается

еще и зуммером.

Центральные ЦСО “ > ” и “ < ”

Центральные ЦСО с высвечивающимся мнемознаком “ > ” или “ < ” включается при наличии хотя бы одного из сигналов, поступающих с блоков БАП (5/073, 6/073) или с клеммы 2 разъема Ш-24, расположенного на раме САС.

На клемму 2 от других блоков поступают сигналы:

- “ОТКАЗ ОГРАН РВ”;
- “ОТКАЗ ОГРАН РН”;
- “ОТКАЗ ОГРАН ЭЛ”;
- “ПРОВЕРЬ ПМ АЭР”;
- “СЧИСЛЕН СВС”;
- “НЕТ РЕЗ АВТ ТРИМ”;
- “НЕТ РЕЗ ДР РЫСК”;
- “НЕТ РЕЗ ДР КРЕНА”;
- “НЕТ РЕЗ ОГРАН РВ”;
- “НЕТ РЕЗ ОГРАН РН”;
- “НЕТ РЕЗ ОГРАН ЭЛ”;
- “СМЕНА ЛЗП”;
- “ВВЕДИ ПМ АЭР”;
- “ВВЕДИ № КПМ”;
- “РАСТОП РУД”;
- “ОТКАЗ ДР РЫСК”;
- “ОТКАЗ ДР КРЕНА”;
- “ОТК. ЦВМ ВВЕДИ φ”;
- “ОТКАЗ ИКВ РЕЗ”;
- “ОТКАЗ АВТ ТРИМ”.

От блоков БАП (5/073, 6/073) поступают сигналы:

- “ОТКАЗ ГИДР СИСТ 1”;
- “ОТКАЗ ГИДР СИСТ 2”;
- “ОТКАЗ ГИДР СИСТ 3”;
- “ОТКАЗ ГИДР СИСТ 4”;
- “ВЫПУСТИ МЕХАНИЗАЦИЮ”;
- “ВЫПУСТИ ШАССИ”;
- “ОБЛЕДЕН”;
- “РВ РАСЦЕПЛ”;
- “ЭЛ СПОИЛ РАССОЕДИН”;
- “ЛЮКИ ОТКРЫТЫ”.

ЦСО “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ”

ЦСО “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ” загорается в полете. Включение ЦСО происходит при появлении сигнала “ГЛИССАДА” (загорается табло

“ГЛИСС”). Сигнал “ГЛИССАДА” появляется при следующих условиях:

- включен АП;
- готовы к работе радиотехнические средства посадки;
- выпущены закрылки на 40°;
- автопилот произвел “захват” глиссады.

Для надежности включения ЦСО сигнал “ГЛИССАДА” дублируется сборным сигналом. Этот сигнал появляется, когда РУД установлены в положение “МАЛЫЙ ГАЗ” и скорость полета меньше 400 км/ч.

Помимо этих условий, для включения ЦСО необходимо наличие хотя бы одного из сигналов:

- “ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ РВ”;
- “ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ РН”;
- “ОТКАЗ ОГРАНИЧЕНИЯ ЭЛ”;
- “ОТКЛЮЧИ ПОВОРОТ НОСОВОГО ШАССИ”;
- “ВЫПУСТИ МЕХАНИЗАЦИЮ”;
- “ВЫПУСТИ ШАССИ”;
- “СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ НЕ ОТКЛЮЧЕН”;

идет сигнал на лампу “ПРОВЕРКА ОКОНЧЕНА ПРЕДПОСАД”.

При появлении сигнала “ГЛИССАДА” на клемме 9 штепсельного разъема Ш-24 срабатывает реле Р7 в блоке (8/073) замыкает контакты 3-2.

При наличии одного или нескольких из перечисленных выше сигналов (за исключением сигнала на лампу “ПРОВЕРКА ОКОНЧЕНА ПРЕПОСАД”) при убранных шасси загорается ЦСО “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ”.

Сигнал на запуск ЦСО идет от клеммы 1 штепсельного разъема Ш-24 и от БАП (1/073) и проходит через контакты 1-2 реле Р11 в блоке БК-5 (8/073), через замкнутые контакты 3-2 реле Р7, через контакты 4-5 реле Р3 и реле Р5 в блок БК-1 (7/073). ЦСО загорается.

При установке РУД в положение “МАЛЫЙ ГАЗ” замыкается нормально замкнутый контакт концевого выключателя РУД 15/551, а при скорости полета меньше 400 км/ч обесточивается реле 141/551 и замыкает контакты 1-2. Плюс 27В подается через замкнутые контакты концевого выключателя 15/551 и реле 141/551 на реле Р20 и Р21. Оба реле срабатывают и замыкают нормально разомкнутые контакты. Сигнал на запуск ЦСО пойдет по параллельной цепи от клеммы 1 штепсельного разъема Ш-24 и от БАП (1/073) через контакты 4-5 реле Р23, контакты реле Р21 и Р20 на БК-1 (7/073). ЦСО загорается, если сигнал “ГЛИССАДА” не прошел раньше.

Если отсутствуют перечисленные выше сигналы, то при выпущенных шасси имеется сигнал на лампу “ПРОВЕРКА ОКОНЧЕНА ПРЕДПОСАД”. Плюс 27 В от автомата защиты через контакты 4-5 реле Р11 в блоке БК-5 (8/073), через контакты 2-3 реле Р8, которое срабатывает при выпущенных шасси, через контакты 1-2 реле Р10 поступает в БАП (1/073) на лампу. ЦСО горит.

ЦСО специальной кнопки отключения не имеет. При отсутствии других сигналов, кроме сигнала на лампу, ЦСО отключается нажатием кнопки, уста-

новленной рядом с лампой “ПРОВЕРКА ОКОНЧЕНА ПРЕДПОСАД” на верхнем щитке пилотов. Плюс поступает от АЗС через контакты 4-5 реле Р11, через контакты 2-3 реле Р8 замкнутые при выпущенных шасси на кнопку, при нажатии которой срабатывает реле Р10 и разрывает цепь лампы. Реле самоблокируется. ЦСО гаснет.

Нажимать кнопку в полете разрешается только после выполнения всех обязательных проверок, предусмотренных Картой контрольных проверок.

При наличии даже одного из перечисленных сигналов, кроме сигнала на лампу, ЦСО в полете отключить невозможно, если есть сигнал “ГЛИССАДА”.

На земле цепь на запуск ЦСО разрывается в результате срабатывания реле Р11 и Р23, питание на которые поступает через концевой выключатель “ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ” при обжатой стойке шасси.

ЦСО “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ”

ЦСО загорается при установке РУД в положение “ВЗЛЕТ” и при наличии хотя бы одного из сигналов:

- “ЛЮКИ НЕ ЗАКРЫТЫ”;
- “СТАБИЛИЗАТОР НЕ ОТКЛОНЕН”;
- “РВ РАСЦЕПЛЕН”;
- “ТОРМОЗА ВОЗДУШНЫЕ НЕ УБРАНЫ”;
- “ПРОВОДКА ЭЛ СПОЙЛ РАССОЕДИНЕНА”;
- “МЕХАНИЗАЦИЯ НЕ ВЫПУЩЕНА”;
- “ПЕРЕКЛЮЧИ НОСОВОЕ ШАССИ НА ПЕДАЛИ”;
- “СТОЯНОЧНЫЙ ТОРМОЗ НЕ ОТКЛЮЧЕН”;
- “ВКЛЮЧИ РАБОТУ ИКВ”;
- “НАСТРОЙКА ИКВ”;
- “МСРП, МАРС” (не исправлен, не включен)

на лампу с трафаретом “ПРОВЕРКА ОКОНЧЕНА ПРЕДВЗЛЕТ”.

Перед взлетом после снятия с тормозов сигнал отказа МСРП, МАРС из схемы включения ЦСО “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ” исключается.

Сигнал снимается в результате обесточивания реле, питание обмотки которого осуществлялось последовательно через контакты шести реле при включенных тормозах.

Сигнал на запуск ЦСО поступает с БАП (4/073) через контакты 5-6 реле Р12, установленного в блоке БК-5 (8/073), далее через контакты 8-9 реле 46/552 на блок БК-1 (7/073). Плюс на реле Р12 поступает на земле от концевого выключателя “ЗЕМЛЯ-ВОЗДУХ” при обжатой стойке шасси. Таким образом, в полете зажигание ЦСО невозможно.

Реле 46/552 срабатывает при установке РУД в положение “ВЗЛЕТ”.

ЦСО отключается кнопкой, установленной рядом с лампой “ПРОВЕРКА ОКОНЧЕНА ПРЕДВЗЛЕТ” при условии, что все другие указанные выше сигналы отсутствуют (за исключением сигнала на лампу).

ЦСО “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ” специальной кнопки отключения не имеет, поэтому при наличии хотя бы одного из указанных сигналов он гаснет только

после снятия сигнала.

Лампа и кнопка с трафаретом “ПРОВЕРКА ОКОНЧЕНА ПРЕДВЗЛЕТ” установлены на верхней щитке пилотов. Лампа загорается при выпуске закрылков на угол 25° по 0001, с 0002 - 15° и обжатых стойках шасси.

Сигнал на загорание лампы проходит через контакты “НО-О” механизма концевых выключателей МКВ-45 (29/501), замкнутые при выпуске закрылков на угол 25° по 0001, с 0002 - 15°, контакты реле Р9 и контакты реле Р23, замкнутые при обжатой стойке шасси. Отключение лампы производится кнопкой, установленной рядом с лампой.

При выпущенных закрылках на угол 25° по 0001, с 0002 - 15° момент нажатия кнопки фиксируется системой МСРП-256.

ЦСО “БОРТИНЖ”

ЦСО “БОРТИНЖ” установлен на центральной панели приборной доски пилотов и загорается при появлении одного из сигналов или их совокупности:

- “ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА”;
- “ОТКАЗ ВУ”;
- “ПРОВЕРЬ ИКВСП”;
- “НЕТ РЕЗЕРВА ИКВСП”;
- “ОТКЛЮЧИ ГОРЯЧУЮ ЛИНИЮ”;
- “ПРЕДОХРАНИТ КЛАПАН”;
- “ПЕРЕГРЕВ ЛИНИИ”;
- “ПОВЫШЕННЫЙ ПЕРЕПАД”;
- “ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ”;
- “ОПАСНАЯ ТВГ”;
- “МИНИМАЛЬНАЯ t МАСЛА”;
- “ПРЕДЕЛЬНЫЕ ОБОРОТЫ”;
- “СТОП-КРАН ЗАКРЫТ”;
- “2 ЧАСОВОЙ ЗАПАС МАСЛА”;
- “НЕИСПРАВНОСТЬ ТОПЛИВОМАСЛЯНЫХ СИСТЕМ”;

а также сигналов, включающих ЦСО “ДВИГАТЕЛИ” на рабочем месте бортинженера:

- “ОПАСНАЯ ТВГ ДВИГАТЕЛЯ”;
- “ПОВЫШЕННАЯ ВИБРАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ”;
- “ОСТАНОВ ДВИГАТЕЛЯ ПО ПЕРЕГРЕВУ”;
- “ОСТАТОК ТОПЛИВА 2000 кг”;
- “ОПАСНАЯ t ПОДШИПНИКА ДВИГАТЕЛЯ”;
- “МИНИМАЛЬНОЕ ДАВЛЕНИЕ МАСЛА”;
- “МИНИМАЛЬНОЕ ДАВЛЕНИЕ ТОПЛИВА”;
- “СТРУЖКА В МАСЛЕ”;
- “ТОПЛИВНЫЙ ФИЛЬТР НЕ РАБОТАЕТ”;
- “ПРОВЕРЬ УРОВЕНЬ МАСЛА”.

ПРИМЕЧАНИЕ: Сигналы “ПРОВЕРЬ ИКВСП” и “НЕТ РЕЗЕРВА

ИКВСР” проходят на ТС и ЦСО при нажатии переключателя “КОНТРОЛЬ ИКВСР”.

ЦСО на рабочем месте бортиженера

На рабочем месте бортиженера установлены ЦСО «Проверь»:

- “ДВЕРИ И ЛЮКИ”;
- “ПОС”;
- “ЗАДНЮЮ ПАНЕЛЬ”;
- “СКВ И СРД”;
- “ВСУ”;
- “ДВИГАТЕЛИ”;
- “ГИДРОСИСТЕМУ” и ЦСО “ПОЖАР”, “ДЫМ”.

ЦСО “ДВЕРИ И ЛЮКИ” включается при появлении сигнала открытия любого люка, аварийной, а также входной двери.

ЦСО “ЗАДНЯЯ ПАНЕЛЬ” загорается при наличии хотя бы одного из сигналов:

- “ОТКАЗ ПИТАНИЯ 36 В ЛЕВ БОРТА”;
- “ОТКАЗ ПИТАНИЯ 36 В ПРАВ БОРТА”;
- “ПЕРЕГРЕВ”;
- “ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА”;
- “ОТКАЗ ВУ”;
- “ОТКАЗ ПАРАЛЛЕЛЬНОЙ РАБОТЫ ГЕНЕРАТОРА”;
- “ЭСУД ДВИГАТЕЛЯ НЕ РАБОТАЕТ”;
- “ОТКАЗ ОБОГРЕВА”;
- “ПИТАНИЕ ПНК С ЛЕВОГО БОРТА”;
- “ОБЪЕДИНЕНИЯ БОРТОВ”;
- “ОТКАЗ КИСЛОРОДА” по 02020
- “ПИТАНИЕ ПНК С ПРАВОГО БОРТА”.

ЦСО “ПОЖАР” у пилотов загорается при появлении одного из сигналов о пожаре в гондолах двигателей, ВСУ, отсеках шасси или совокупности этих сигналов.

ЦСО “ДЫМ” у пилотов загорается при появлении одного из сигналов наличия дыма в технических отсеках, электроотсеке, грузовых отсеках или багажниках.

Отключение ЦСО и контроль работы

Отключение ЦСО с мнемознаком “>” или “<”, “ЦСО БОРТИНЖ” или “ОТКЛЮЧИ СКВ” производится кнопками “ПРОБЛЕСК ЗУММЕР ЦСО”, расположенными на козырьках левой и правой панели приборной доски пилотов. С 00021 отключение “ЦСО БОРТИНЖ” производится кнопкой “ПРОБЛЕСК, ЗУММЕР, ЦСО”, расположенной на левой панели центрального пульта пилотов.

ЦСО на приборной доске бортиженера (за исключением ЦСО “ПОЖАР” и “ДЫМ”) отключаются кнопкой “ОТКЛЮЧЕНИЕ ПРОБЛЕСКА”, располо-

женной на навигационной панели приборной доски бортинженера.

ЦСО “ПОЖАР” и “ДЫМ” на рабочих местах бортинженера и пилотов отключаются нажатием самих табло.

ПРИМЕЧАНИЕ: На изделиях по 0006 отключение “ЦСО БОРТИНЖ” у пилотов при зажигании его сигналом “ПРОВЕРЬ ДВИГАТЕЛИ” осуществляется нажатием кнопки “ОТКЛЮЧЕНИЕ ПРОБЛЕСКА” на навигационной панели приборной доски бортинженера.

Кнопкой “КОНТРОЛЬ ЛАМП” на верхнем щитке пилотов осуществляется контроль за работой схем и ламп ЦСО с мнемознаком “>” и “<”, “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ”, “ПОЖАР” и “ДЫМ” (у пилотов), а также проверка ламп ЦСО “ОТКЛЮЧИ СКВ”, “ЦСО БОРТИНЖ”.

Кнопкой на пульте левого пилота контролируется схема и лампы ЦСО “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ”.

Схема и лампы ЦСО “ДВЕРИ И ЛЮКИ”, “ПОЖАР” и “ДЫМ” (у бортинженера) контролируются кнопкой “КОНТРОЛЬ ЛАМП” на панели ППК-4. Схема и лампы “СКВ и СРД”, “ОТКЛЮЧИ СКВ”, “ПОС”, “ВСУ”, “ЦСО БОРТИНЖ” (блоки 23/074, 26/074) – аналогичной кнопкой на панели СКВ.

Проверка ламп и схемы ЦСО “ДВИГАТЕЛИ” и “ГИДРОСИСТЕМУ” осуществляется кнопкой “КОНТРОЛЬ ЛАМП” на топливной панели.

Кнопкой на панели бытовых систем контролируют схему и лампы ЦСО “ЦСО БОРТИНЖ” (блоки 33/074, 34/074) и “ЗАДНЮЮ ПАНЕЛЬ”.

Регулирование яркости ламп

Регулирование яркости ламп производится галетными переключателями “ЯРКОСТЬ ЛАМП”, подключающими в цепь регулирования резисторы. На изделиях более раннего выпуска регулирование яркости производится резисторами изменяемого сопротивления.

Галетный переключатель (33/073) на левом пульте пилотов регулирует яркость ламп ЦСО “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ”, “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ” и ЦСО с мнемознаком “<”, установленных на козырьке левой панели приборной доски пилотов, а также яркость сигнализаторов, подключенных к БАП 1/073 и к навигационным БАП.

Галетный переключатель (34/073) на правом пульте пилотов регулирует яркость ламп ЦСО “К ВЗЛЕТУ НЕ ГОТОВ”, “К ПОСАДКЕ НЕ ГОТОВ” и ЦСО с мнемознаком “>”, установленных на козырьке правой панели приборной доски пилотов, а также яркость сигнализаторов, подключенных к БАП 2/073 и к навигационным БАП.

На верхнем щитке пилотов установлен переключатель (35/073) для регулирования яркости ламп ЦСО “ПОЖАР”, “ДЫМ” (у пилотов), “ОТКЛЮЧИ СКВ”, “ЦСО БОРТИНЖ” и ламп сигнализаторов, подключенных к БАП 3-6/073 и к навигационным БАП.

Галетный переключатель (76/074) на панели СКВ регулирует яркость ламп ЦСО “ВСУ”, “СКВ и САРД” и “ПОС”, а также яркость ламп сигнализаторов, связанных с БАП 23-27/074 и БУ 41/074.

Регулирование яркости ламп ЦСО “ДВЕРИ И ЛЮКИ” и сигнализаторов,

подключенных к БАП 20-21/074, производится регулятором яркости (77/074) на панели ППК-4.

Галетный переключатель (79/074) на панели бытовых систем регулирует яркость ламп сигнализаторов, подключенных к БАП 33-34/074 и БУ 45-46/074.

Питание блоков и схемы ЦСО

Питание блоков и схемы контроля осуществляется от шины И2 левого РУ213 через автоматы защиты “КОНТРОЛЬ ЛАМП ЛЕТЧИКОВ”, “КОНТРОЛЬ ЛАМП БОРТИНЖЕНЕРА” (9/073 - 12/073, 48/073 - 50/073, 1/074 - 4/074) и с шины И2 правого РУ223 – через автоматы защиты “КОНТРОЛЬ ЛАМП БОРТИНЖЕНЕРА” (5/074 - 10/074).

Литература

1. Ил 86. Руководство по технической эксплуатации. Опытное конструкторское бюро им. Ильюшина. Под общей редакцией Г.В.Новожилова. Разделы 34, 144. 1981г.
2. Воробьев В.Г., Глухов В.В., Кадышев И.К. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы. М.: Транспорт, 1992г.
3. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. М.: Транспорт, 1995г.
4. Воробьев В.Г., Зыль В.П., Кузнецов С.В. Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования. М.: Транспорт, 1999г.
5. Воробьев В.Г., Константинов В.Д. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов. М.: Университетская книга, 2007.

Содержание

| | |
|---|-----|
| 1. БАЗОВЫЙ НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ПИЖМА-1..... | 3 |
| 2. ИНФОРМАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ (ИКВСП)..... | 18 |
| 3. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ..... | 49 |
| 4. АВТОПИЛОТ..... | 57 |
| 5. СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ..... | 72 |
| 6. АВТОМАТ ТЯГИ..... | 87 |
| 7. АВТОМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА УСТОЙЧИВОСТИ И УПРАВЛЯЕМОСТИ АСУУ-1..... | 92 |
| 8. АВТОМАТ ПЕРЕСТАНОВКИ СТАБИЛИЗАТОРА..... | 110 |
| 9. СИСТЕМА ТРИММИРОВАНИЯ СТ-1..... | 113 |
| 10. СИСТЕМА МСРП-256 | 120 |
| 11. ТРЕХКОМПОНЕНТНЫЙ САМОПИСЕЦ ВЫСОТЫ И ПЕРЕГРУЗКИ КЗ-63..... | 135 |
| 12. СИСТЕМА АВАРИЙНОЙ И ПРЕДУПРЕЖДАЮЩЕЙ СИГНАЛИЗАЦИИ (САС)..... | 138 |
| Литература..... | 149 |