

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)**

Г.А. Федосеева

**ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
САМОЛЕТА Ан-124-100
И ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИЯ**

Учебное пособие

Ульяновск 2004

ББК 0567 я7

Ф 33

Федосеева Г.А. Приборное оборудование самолета Ан-124 и его эксплуатация: учеб. пособие / Г.А. Федосеева. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2004. – 218 с.

ISBN 5-7514-0148-4

В учебном пособии изложены необходимые сведения о назначении пилотажно-навигационных систем, их состав, размещение и краткая характеристика. Рассмотрены: принцип формирования высотно-скоростных и пилотажно-навигационных параметров полета, их индикация, предполетная подготовка и проверка, особенности эксплуатации в полете, условия включения сигнализации режимов и отказов, а также даны рекомендации РЛЭ по действиям экипажа при отказах приборного оборудования. Содержат сведения об индикации параметров контроля работы двигателя Д-18Т, самолетных систем и кислородного оборудования.

Предназначено для летного, инженерно-технического персонала. Может быть использовано курсантам летных училищ.

Текст учебного пособия сопровождается иллюстрациями.

Печатается по решению Редсовета училища.

СОДЕРЖАНИЕ

Глава 1. Информационный комплекс высотно-скоростных параметров ИКВСП-17Ф.....	3
Глава 2. Навигационная система А-826.....	67
Глава 3. Аппаратура индикации, связи, управления АИСУ-1.....	110
Глава 4. Система автоматического управления САУ-3-400.....	129
Глава 5. Бортовые средства контроля и регистрации полетных данных.....	154
Глава 6. Измерение и индикация параметров работы двигателя Д-18Т.....	166
Глава 7. Приборы контроля самолетных систем.....	189
Библиографический список.....	217

ISBN 5-7514-0148-4

© Оформление. УВАУ ГА, 2004

ГЛАВА 1

ИНФОРМАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ИК ВСП-1-7Ф

1.1. Общие сведения

Информационный комплекс высотно-скоростных параметров обеспечивает измерение, вычисление и выдачу экипажу и бортовым системам достоверной информации о текущих, заданных, критических, высотно-скоростных параметрах полета.

Комплекс представляет собой многоканальную измерительную систему, охваченную автоматическим контролем. Включение, управление ИК ВСП осуществляют командир ВС и 2-ой пилот, проверку встроенным контролем – 2-ой пилот. Табло сигнализации отсутствия резерва или полного отказа канала расположены на приборных досках пилотов и бортинженера.

Состав ИК ВСП-1-7Ф

1. СВС-1-72-1-400, СВС-1-72-1Ф-400 – система воздушных сигналов (3 компл.).
2. УСИМ-1-7 – комбинированный указатель скорости и числа М (2 компл.).
3. ВКРС-7 – вычислитель критических режимов канала сигнализации предельной скорости. Расположены на этажерках ПК № 2 и № 3 по правому и левому бортам, шп. № 26-27 (2 компл.).

4. УДУА-7 – устройство индикации и сигнализации углов атаки и перегрузки (2 компл.).
5. БВВС-2М – вычислитель бароинерциальной вертикальной скорости. Расположены на этажерке по левому борту, шп. № 26-27 (3 компл.).
6. ССОС – система сигнализации опасной скорости сближения с землей (1 компл.).
7. БДЛУ-1-5 сер. 2 – блок датчика линейных ускорений – n_y . Расположены по левому и правому бортам шп. № 42-43 (3 шт.).
8. БФК сер. 2 – блок формирования и контроля (1 шт.).
9. БРК-1-1 сер. 5 – блок разовых команд (1 шт.).
10. БС-1М сер. 2 – блок согласования (1 шт.).
11. КЗВ-0-15 – корректор-задатчик высоты (3 шт.).
12. КБ – коммутационный блок (1 шт.). Блоки БФК, БРК-1-1, БС-1М, КЗВ-0-15, КБ расположены на этажерке ПК № 3 на левом борту, шп. № 27.
13. БВЗС сер. 2 – блок ввода заданной скорости (1 шт.). Расположен на этажерке ПК № 2 на правом борту, шп. № 26.
14. ПВМ-1М сер. 2 – пульт вертикального маневра (1 шт.).
15. ПЗС-1М – пульт задатчик скорости (1 компл.). Пульты ПВМ-1М и ПЗС-1М расположены на панели козырька приборной доски пилотов.
16. ВМ-15ПБ – высотомер механический (4 шт.). Расположены на приборных досках командира ВС, штурмана, старшего бортинженера, оператора погрузочно-разгрузочных работ.
17. ВМФ-50 – высотомер механический (1 шт.).
18. ВР-30ПБ сер. 2 – вариометр механический со встроенным белым подсветом (1 шт.). ВМФ-50 и ВР-30ПБ расположены на приборной доске штурмана.
19. ВР-75ПБ – вариометр аварийного снижения (1 шт.). Расположен на приборной доске 2-го пилота.
20. П-104 – приемник температуры наружного воздуха (4 шт.). Расположены по два приемника на внешней стороне фюзеляжа воздушного судна (ВС) по левому и правому бортам, шп. № 16-17.

21. ПВД-7Г – приемник воздушного давления (4 шт.). Расположены по два приемника на внешней стороне ВС по левому и правому бортам, шп. № 28-29.

1.2. Назначение и характеристика систем и блоков комплекса ИК ВСП-1-7Ф

СВС-1-72-1-400, СВС-1-72-1Ф-400 – система воздушных сигналов предназначена для определения, индикации следующих параметров:

- барометрической высоты $H_{отн}$ в метрах или в футах в диапазоне от 0 до 15000 м или от 0 до 50000 футов;
- числа М в диапазоне от 0,2 до 1,0;
- истинной воздушной скорости $V_{ист}$ в диапазоне от 200 до 1100 км/ч;
- температуры наружного воздуха в диапазоне от минус 70 до 50 °С;
- приборной скорости в диапазоне от 150 до 800 км/ч.

Сигнал $V_{пр}$ используется в блоке ВКРС для включения сигнализации «Скорость велика».

В систему СВС входят:

- УВ-75-15ПБ – указатель относительной высоты в метрах (2 шт.). Расположены на приборной доске командира ВС и 2-го пилотов;
- УВ-75-15ФПБГ – указатель относительной высоты в футах (1 шт.). Расположен на средней приборной доске пилотов;
- УМС-1ПБ – указатель числа М и истинной воздушной скорости (3 шт.). Расположены на левом боковом пульте пилотов, на приборных досках 2-го пилота и штурмана;
- УТ-1М-1ПБ – указатель температуры наружного воздуха (3 шт.). Расположены на приборных досках 2-го пилота, штурмана и бортинженера;
- УВ-П-ПБ – указатель высоты повторитель (2 шт.). Повторитель высоты от УВ-75-15ФПБГ (СВС № 2) – расположен на приборной доске

бортрадиста; повторитель от УВ-75-15ПБ 2-го пилота на приборной доске оператора погрузочно-разгрузочных работ;

– БВП-400 – блок воздушных параметров (3 шт.). Установлен на этажерке ПК № 3, левый борт, шп. № 27.

Система СВС представляет собой аналоговое счетно-решающее устройство. Принцип действия основан на преобразовании статического и полного давлений, температуры заторможенного потока наружного воздуха в электрические сигналы, пропорциональные высотно-скоростным параметрам (рис. 1.1).

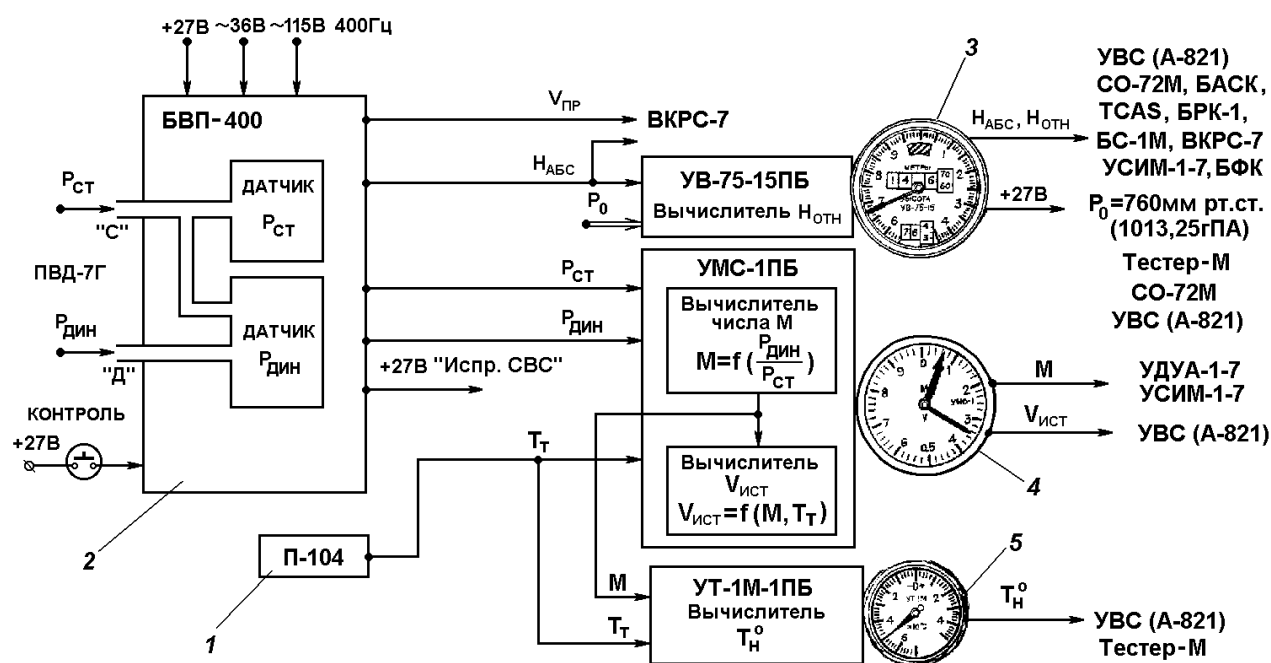


Рис. 1.1. Структурная схема системы СВС:

1 – П-104 – приемник температуры наружного воздуха; 2 – БВП-400 – блок воздушных сигналов; 3 – УВ-75-15ПБ – указатель барометрической высоты; 4 – УМС-1ПБ – указатель числа M и истинной воздушной скорости; 5 – УТ-1М-1ПБ – указатель температуры наружного воздуха

Блок БВП-400 измеряет и выдает потребителям напряжения пропорциональные значения $P_{ст}$, $P_{дин}$, $H_{абс}$, $V_{пр}$. с автоматической компенсацией аэродинамических поправок, а также сигнал +27 В «Испр. СВС» (3 шт.).

На лицевой панели блока установлены: штуцеры $P_{ст}$, $P_{пол.}$; счетчик времени наработки; кнопки включения режимов ВСК «Контроль» и

«Контроль ламп»; светосигнализаторы исправности « $H_{абс.}$ », « $V_{пр.}$ »; два предохранителя по цепям – на 27 В и 115 В 400 Гц.

Указатель УВ-75-15ПБ формирует и индицирует значение относительной высоты четырехразрядным барабанным счетчиком с точностью до десятков метров в диапазоне от 0 до 15000 м и стрелкой по шкале от 0 до 1000 м для уточнения показания счетчика и индикации тенденции изменения высоты. Кремальера P_0 позволяет установить барометрическое давление на трехразрядном счетчике в диапазоне от 525 до 806 мм рт. ст.

Указатель УВ-75-15ФПБГ индицирует значение высоты в диапазоне от 0 до 50000 футов при установке давления от 700 до 1080 гПа.

Сигнал $H_{отн}$ формируется как алгебраическая сумма сигналов $H_{абс}$ от блока БВП-400 и $H_{эпр}(P_0)$ по установленному на счетчике давлению.

Сигналы высот $H_{абс}$ и $H_{отн}$ от УВ-75-15ПБ выдаются в:

- СО-72М, БАСК-124, TCAS для контроля высоты ВС, сигналы высоты выдаются от УВ-75-15 командира ВС, а при его отказе – от УВ-75-15 2-го пилота;
- УВС (А-821) для расчета горизонтальной дальности в режиме коррекции координат ВС по данным РТС;
- БФК для контроля достоверности измерения барометрической высоты;
- БРК-1 для выдачи разовых команд по высотам в самолетные системы;
- ВКРС-7 для формирования сигнала «Скорость велика»;
- УСИМ-1-7 для расчета максимально-допустимой скорости полета.

Сигнал высоты во все системы сопровождается сигналом «Испр. СВС».

Указатели УВ-75-15ПБ и УВ-75-15ФПБГ имеют:

- красный бленкер отказа канала измерения высоты;
- контактное устройство, которое при установке кремальерой давления «Стандарт» $P_0 = 760 \pm 1$ мм рт. ст. или 1013,2 гПа выдает сигнал

+27 В в СО-72М, УВС (А-821), схему блока БС-1М для формирования сигнала «Р₀ высотомера проверь». Сигнал включения светосигнализатора «Р₀ высотомера проверь» выдается в «Тестер-М»;

– два винта для регулировки выходного сигнала высоты, которые имеют обозначения: Н – начало, К – конец, расположены под планкой с боковой стороны прибора.

УМС-1ПБ индицирует число М широкой стрелкой и истинную воздушную скорость узкой стрелкой по шкале с единой градуировкой для числа М от 0 до 1,0 с ценой деления 0,02 и скорости от 0 до 1000 км/ч с ценой деления 20 км/ч.

Сигнал числа М формируется в указателе как отношение сигналов $P_{дин}$ и $P_{ст}$, поступающих от БВП-400. Сигнал числа М усиливается и подается на левый и правый УСИМ для индикации по трехразрядному счетчику, а также в УДУА-1-7 для расчета сигнала допустимого угла атаки $\alpha_{дон}$.

Сигнал истинной воздушной скорости $V_{ист}$ формируется в указателе по отношению $P_{дин}$ и $P_{ст}$ от БВП-400, сигнала температуры заторможенного потока воздуха T_m от приемника П-104. Сигнал $V_{ист}$ подается в УВС (А-821) и используется для расчета координат места ВС при отказах ДИСС, а также для расчета параметров ветра. Прибор имеет бленкер отказа, который появляется при отказах электропитания системы.

УТ-1М-1ПБ индицирует температуру наружного воздуха T_n от минус 70 до 50 °С, сигнал T_n вычисляется по сигналам T_m и числа М, т.е. без методических погрешностей.

Сигнал T_n подается в УВС (А-821) и «Тестер-М».

Электропитание системы СВС-1-72-1-400 осуществляется:

- постоянным током напряжением 27 В;
- переменным током напряжением 200/115 В частотой 400 Гц и напряжением 36 В частотой 400 Гц.

Выключатели «СВС № 1», «СВС № 2» и «СВС № 3» расположены на дополнительной панели верхнего пульта пилотов.

Встроенный контроль системы СВС-1-72-1-400 осуществляется на одном проверяемом значении каждого параметра, решаемого системой.

Принцип контроля основан на включении тестовых сигналов вместо сигналов текущих значений и дальнейшем решении контрольной задачи.

Встроенный контроль системы может выполняться тремя способами:

- нажатием кнопок на блоке БВП. При нажатии кнопки «Контроль ламп» проверяется исправность светосигнализаторов «Н_{abc}» и «V_{пр}». При нажатии кнопки «Контроль» указатели обрабатывают контрольные параметры и загораются светосигнализаторы «Н_{abc}» и «V_{пр}», если проверяемые параметры находятся в допуске;

- нажатием кнопки «ИК ВСП – Контр.» на правой дополнительной панели верхнего пульта пилотов;

- по командному сигналу от АОК-2 (аппаратура оперативного контроля) системы А-825, при этом указатели обрабатывают контрольные значения, но светосигнализаторы на блоке БВП не загораются.

При отклонении контролируемых параметров от технических требований осуществляется проверка визуальных выходов системы СВС с помощью поверочных установок ИВД по каналам высоты и числа М. Проверки выполняются при включенных УСИМ-1-7 и БФК, при этом задают давление и по таблицам контролируют выходные параметры высоты и числа М. При превышении допусков систему СВС снимают полностью с ВС для юстировки в лаборатории.

УСИМ-1-7 – комбинированный указатель скорости и числа М, выполняет следующие функции:

- измеряет и индицирует текущие значения приборной скорости $V_{пр}$ в диапазоне 80-800 км/ч;

- индицирует заданную приборную скорость $V_{зад}$ в диапазоне 150-800 км/ч;
- рассчитывает и индицирует максимально-допустимую приборную скорость $V_{мд}$ в диапазоне 350-570 км/ч;
- индицирует текущее значение числа M в диапазоне 0,1 – 1,0;
- сигнализирует отказы каналов $V_{мд}$, $V_{зад}$, числа M ;
- формирует и выдает сигнал разности между текущим и заданным значениями приборной скорости $\Delta V_{пр} = V_{зад} - V_{тек}$;
- индицирует инструктивные значения приборных скоростей при взлете и в полете при помощи индексов памяти белого, синего, зеленого, красного цвета: V_0 , V_1 , V_2 , V_R , $V_{макс доп}$.

Индексы расположены на фланцевой части указателя и выставляются перед полетом вручную на определенную отметку скорости.

V_0 – нулевое значение скорости;

V_1 – скорость принятия решения;

V_2 – безопасная скорость взлета;

V_R – скорость отрыва носового колеса;

$V_{макс доп}$ – максимально допустимая скорость экстренного снижения.

На ВС установлено два комплекта УСИМ-1-7, в комплект каждого входят:

- УСИМ-1 – указатель скорости и числа M (2 шт.). Расположены на левой и правой панели приборной доски пилотов;
- ВКРИ-7 – вычислитель критических режимов (2 шт.). Расположены на этажерках ПК № 2 и № 3 по правому и левому бортам, шп. № 26-27.

Электропитание УСИМ-1-7 осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 200/115 В частотой 400 Гц и переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц. Выключатели «УСИМ № 1 – отключено» и «УСИМ № 2 – отключено» расположены на левой и правой дополнительной панели верхнего пульта пилотов.

Комбинированный указатель УСИМ-1-7 имеет следующие каналы измерения: $V_{пр}$, $V_{зад}$, $V_{мд}$, M (рис. 1.2).

Приборная скорость $V_{пр}$ измеряется манометрической коробкой указателя как разность между полным и статическим давлением, индицируется белой стрелкой относительно шкалы с ценой деления 10 км/ч. Схема измерения $V_{пр}$ электропитания не требует.

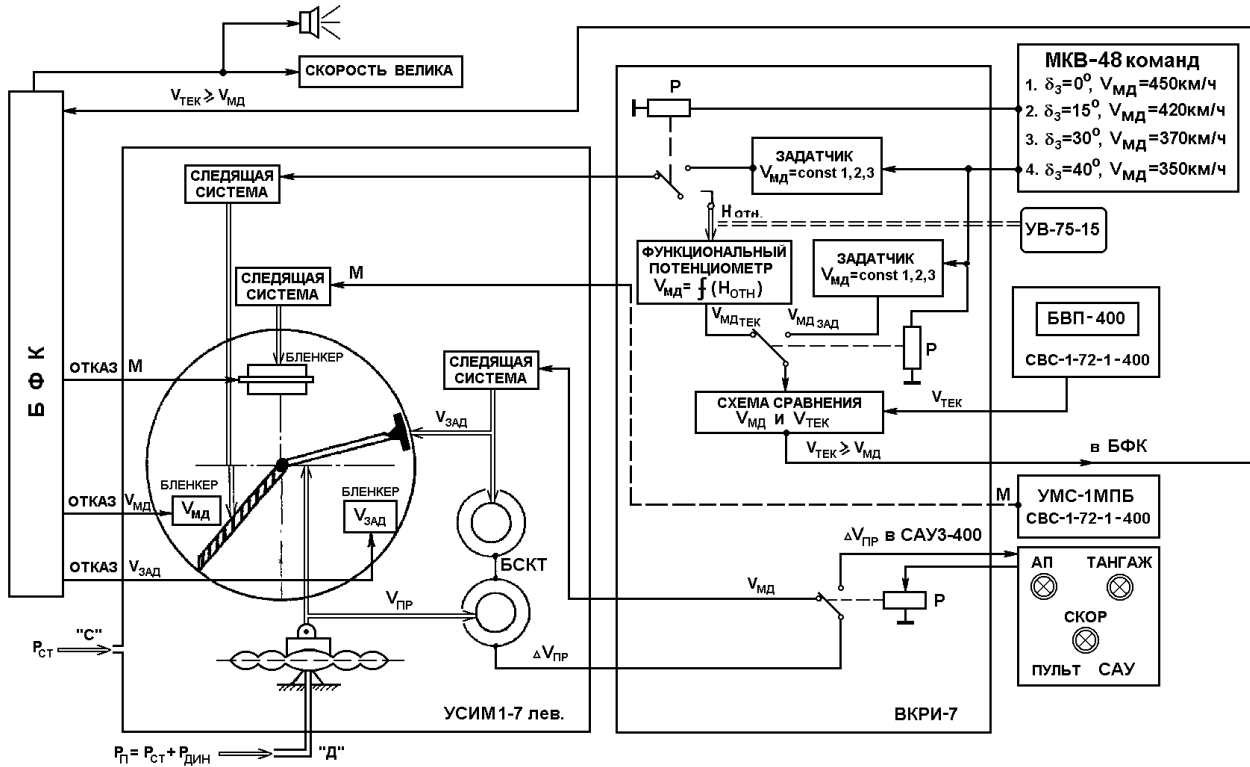


Рис. 1.2. Структурная схема указателя УСИМ-1-7

Заданная приборная скорость $V_{зад}$ индицируется относительно шкалы скорости белым треугольным индексом.

Канал $V_{зад}$ указателя работает в двух режимах – согласования и управления.

В режиме согласования индекс автоматически согласуется с показаниями стрелки $V_{пр}$. Сигнал $\Delta V = V_{зад} - V_{тек}$ усиливается в ВКРИ соответствующего УСИМ, выдается на двигатель отработки индекса и доводится до нуля.

В режиме управления сигнал ΔV подается в вычислители САУ-3-400 и доводится до нуля отклонением руля высоты, ВС выводится и стабилизируется на высоте включения.

Максимально-допустимая приборная скорость полета $V_{мд}$ индицируется относительно шкалы скорости полосатой стрелкой. Сигнал $V_{мд}$ рассчитывается в вычислителях ВКРИ-7 и является функцией высоты полета и конфигурации ВС. Сигнал высоты в левый ВКРИ-7 поступает от левого УВ-75-15 системы СВС № 1, в правый – от правого УВ-75-15 СВС № 3. При убранной механизации сигнал $V_{мд}$ не должен превышать 530 км/ч. При выпуске закрылков, предкрылков, шасси и открытии грузолюка происходит автоматическое ограничение $V_{мд}$ по команде «+27 В» от концевых выключателей замков самолетных систем. Полосатая стрелка $V_{мд}$ отрабатывается на следующие значения:

$V_{мд} = 450$ км/ч при убранных закрылках $\delta_3 = 0$, шасси выпущено;

$V_{мд} = 420$ км/ч при выпущенных закрылках $\delta_3 = 15^\circ$, шасси выпущено;

$V_{мд} = 370$ км/ч при выпущенных закрылках $\delta_3 = 30^\circ$, шасси выпущено;

$V_{мд} = 350$ км/ч при выпущенных закрылках $\delta_3 = 40^\circ$, шасси выпущено.

Число М индицируется по трехразрядному счетчику без запятой. Сигнал числа М подается от указателя УМС-1 через усилитель блока ВКРИ. Одновременно поступает сигнал «Испр. СВС» – наличия электропитания из блока БВП-400. При снятии электропитания счетчик числа М закрывается красным бленкером.

Контроль параметров максимально-допустимой и заданной скоростей осуществляется методом сравнения показаний левого и правого УСИМ в блоке БФК на логических схемах.

При превышении разницы в показаниях стрелок $V_{мд}$ левого и правого УСИМ-1-7 более 26 км/ч на обоих УСИМ появляется красный бленкер « $V_{мд}$ ».

$$\Delta V_{мд} = V_{мд1} - V_{мд2} \geq 26 \text{ км/ч.}$$

Контроль заданной приборной скорости $V_{зад}$ (ΔV) основан на сравнении разницы в показаниях стрелки текущей приборной скорости и индекса на

левом и правом УСИМ. При превышении разницы более чем на 6 км/ч появляется красный бленкер « $V_{зад}$ » на отказавшем УСИМ.

$$\Delta V_1 = V_{зад} - V_{тек1}; \Delta V_2 = V_{зад} - V_{тек2}; \Delta V_{зад} = \Delta V_1 - \Delta V_2 \geq 6 \text{ км/ч.}$$

ВКРС-7 – вычислитель критических режимов канала сигнализации формирует сигнал +27 В на включение двух светосигнализаторов «Скорость велика», расположенных на левой и правой панелях приборной доски пилотов при достижении ВС максимально-допустимого значения приборной скорости при различных конфигурациях ВС. Сигнал выдается в течение всего времени нахождения ВС на максимально допустимых скоростях полета. При уменьшении скорости полета до допустимого значения сигнал «Скорость велика» автоматически отключается. В блоке непрерывно сравниваются электрические сигналы, пропорциональные текущей и максимально-допустимой скорости для данной конфигурации ВС (рис. 1.3).

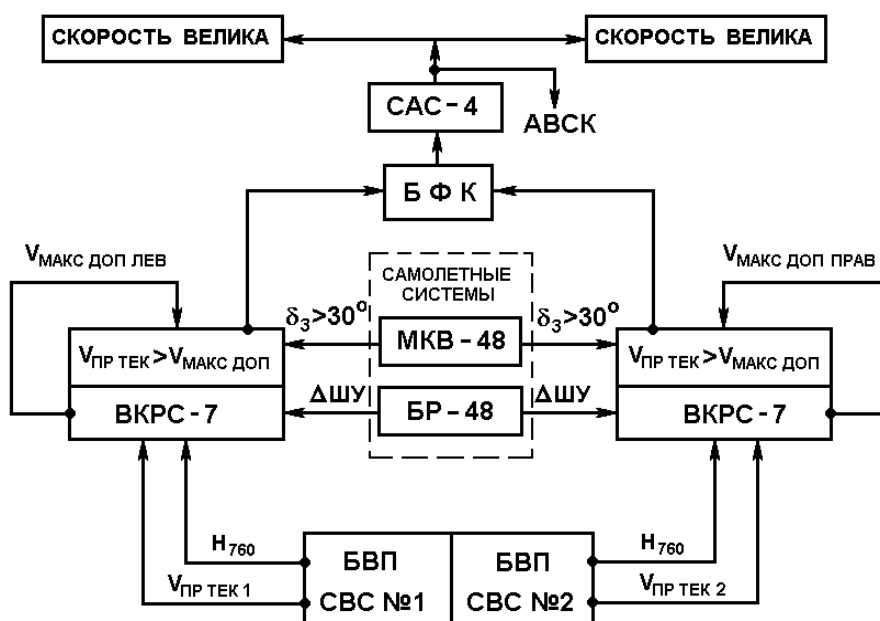


Рис. 1.3. Схема формирования сигнализации «Скорость велика»

Значения $V_{пр\ тек}$ и H_{760} поступают в вычислитель из блока БВП-400 системы СВС-1-72-1-400. Значения $V_{мд}$ вычислитель рассчитывает в зависимости от высоты полета и конфигурации ВС.

Сигнал 27 В, характеризующий различную конфигурацию ВС, поступает от концевых выключателей, задействованных в электросхемах выпуска закрылков, предкрылков, шасси и открытия грузолюка.

Сигнал $V_{мд}$ сравнивается с $V_{пр\ тек.}$. При условии $V_{пр\ тек.} \geq V_{мд}$ выдается сигнал 27 В от левого правого ВКРС-7 в блок контроля БФК. Сигнал «27 В» от БФК выдается через САС-4 и АВСК (аппаратура внутрисамолетной связи и коммуникаций) на включение двух светосигнализаторов «Скорость велика». Погрешность включения предупредительной сигнализации не более $\pm 5,5$ км/ч. Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 200/115 В частотой 400 Гц и напряжением 36 В частотой 400 Гц при включении выключателей УСИМ № 1 и УСИМ № 2. Проверка вычислителей ВКРС-7 осуществляется при проверке комплекса ИКВСП-1-7Ф.

УДУА-7 – устройство индикации и сигнализации углов атаки и перегрузок, выполняет следующие функции:

- измеряет и индицирует текущие значения углов атаки $\alpha_{тек}$ и перегрузок $n_{у\ тек}$;
- рассчитывает и индицирует допустимые значения углов атаки $\alpha_{дон}$ и перегрузок $n_{у\ дон}$ при взлете/посадке и в полете;
- формирует сигнал «+27 В» на включение светосигнализаторов «Критич. режим», догрузателя и вибратора штурвала при выходе ВС на режимы, близкие к предельно допустимым.

Комплект, размещение и краткие характеристики блоков УДУА-7:

1. УАП 5-5 – указатель углов атаки и перегрузок (2 шт.). Размещены на приборной доске пилотов.
2. БС-7 – блок сигнализации углов атаки и перегрузки (3 шт.).
3. БИ-7 – блок индикации углов атаки и перегрузок (2 шт.). Блоки БИ-7 и БС-7 являются вычислителями, размещены на этажерке ПК № 2 и № 3 на правом и левом бортах, шп. 25-29.

4. БДЛУ 1-5 серия 2 – блок датчика линейных ускорений (2 шт.). Размещены в районе шп. 42-43, представляют собой акселерометры, формируют электросигнал, пропорциональный вертикальной перегрузке $n_{y\text{тек}}$.

5. ДАУ-72-1 – датчик аэродинамических углов (4 шт.). Размещены ДАУ № 1, ДАУ № 2 на левом, ДАУ № 3, ДАУ № 4 на правом борту ВС, шп. 28-29. Датчик ДАУ представляет собой флюгер, который под действием встречного потока воздуха устанавливается в положение соответствующее местному углу атаки $\alpha_{\text{мест}}$ с диапазоном изменения от минус 15 до 45°. Поворот флюгера преобразуется в электросигнал, пропорциональный текущему углу атаки ВС $\alpha_{\text{тек}}$ с диапазоном изменения от минус 3 до 20°.

Электрообогрев ДАУ-72-1 обеспечивается переменным током напряжением ~115 В частотой 400 Гц, мощность схемы электрообогрева увеличивается с 25 до 100 % при появлении сигнала «Обжатие шасси». На земле флюгер заарретирован (на указателе УАП-5-5 стрелка $\alpha_{\text{тек}}$ установлена на 0°). Проверка отклонения флюгеров ДАУ-72-1 в диапазоне от минус 3 до 20° осуществляется дистанционно с помощью переключателей «Контроль ДАУ № 1, 4 вверх-вниз»; «Контроль ДАУ № 2, 3 вверх-вниз». Контроль отклонения флюгеров – по указателю УАП-5-5.

Электропитание УДУА-7 осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 200/115 В частотой 400 Гц.

Выключатели электропитания «УДУА № 1», «УДУА № 2», переключатели «Контроль ДАУ» размещены на левой и правой дополнительной панели верхнего пульта пилотов.

Принцип формирования и индикация параметров

Сигналы $\alpha_{\text{тек}}$ от ДАУ № 1, № 4 первого комплекта УДУА-7, ДАУ № 2, № 3 второго комплекта, сигналы $n_{y\text{тек}}$ от БДЛУ, сигнал числа М от указателя УМС-1 подаются параллельно на вход блоков БС-7 и БИ-7 (рис. 1.4).

трех блоков БС-7 сигнал «+27 В» продолжает поступать в САС на светосигнализатор «Критич. режим».

В блоках БИ-7 обоих полукомплектов УДУА сигналы осредняются, преобразуются, усиливаются и поступают для индикации на левый и правый указатель УАП-5-5.

Значение $n_{y \text{ тек}}$ индицируется стрелкой по правой шкале от минус 1 до 4 ед., цена деления через 0,1. Исходное положение стрелки $n_{y \text{ тек}} = 1$ ед. Допустимое значение $n_{y \text{ доп}}$ обозначено полосатым красным сектором и зависит от угла положения закрылков. Сектор устанавливается:

- в режиме взлета или посадки на $n_{y \text{ доп}} = 2,0 \pm 0,1$ ед. при выпущенных закрылках $\delta_z \geq 30^\circ$;
- в крейсерском полете на $n_{y \text{ доп}} = 2,3 \pm 0,1$ ед. при убранных закрылках $\delta_z = 0$.

Предусмотрена механическая фиксация максимального и минимального значения перегрузки, допущенной в полете, с помощью двух стрелок. Сброс показаний стрелок осуществляется кремальерой, расположенной в центре указателя.

Значение $\alpha_{\text{тек}}$ индицируется стрелкой по левой шкале от минус 3 до 20° , цена деления через $0,5^\circ$. Значение $\alpha_{\text{max доп}}$ индицируется нижней кромкой полосатого красного сектора. В крейсерском режиме при убранных закрылках и предкрылках при исправном канале числа М системы СВС-1-72-1-400 сектор обрабатывается по сигналам $\alpha_{\text{max доп}}$ от $12,2$ до $8,0^\circ$ в зависимости от текущего значения числа М.

В режиме взлета или посадки при выпущенных закрылках $\delta_z \geq 30^\circ$ и предкрылках $\delta_z \geq 17^\circ$ сектор $\alpha_{\text{max доп}}$ устанавливается на 15° .

Для предотвращения включения на земле сигнализации критического режима при предельных отклонениях флюгера ДАУ-72-1 (в результате внешних воздействий) включение цепей сигнализации производится только на взлете при срабатывании микровыключателя необжатого положения опор шасси.

В системе УДУА-7 предусмотрен непрерывный контроль каналов блоков сигнализаций БС-7, индикации БИ-7, схемы электрообогрева ДАУ-72-1, наличие электропитания.

При отказах появляются бленкеры в виде красных полос на шкалах указателя УАП-5-5.

Проверка исправности УДУА-7 и цепей сигнализаций производится с помощью встроенного контроля, который включается нажатием кнопки «ИК ВСП-Контр».

БВВС-2М – вычислитель бароинерциальный вертикальной скорости с блоком датчика БДЛУ-1-5 (сер. 2) предназначен для формирования вертикальной бароинерциальной скорости $V_{уби}$ по сигналам вертикального ускорения n_y от БДЛУ-1-5 и статического давления $P_{ст}$ от приемника ПВД-7Г (рис. 1.5).

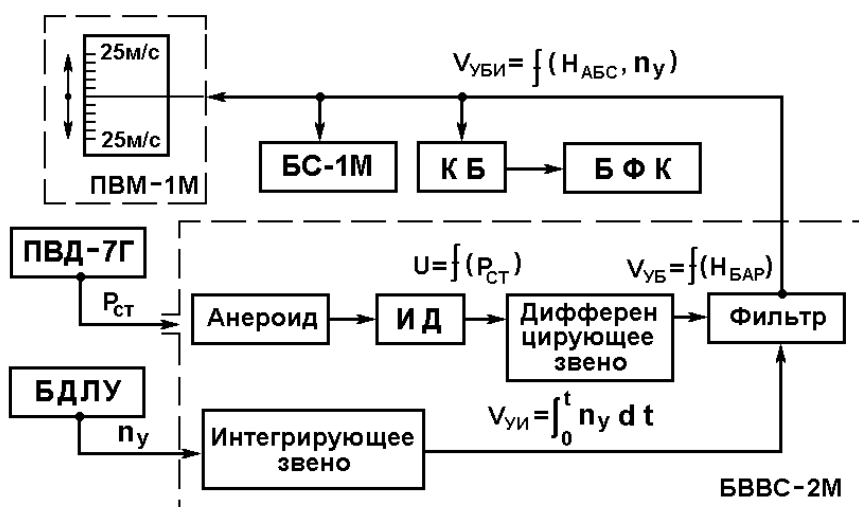


Рис. 1.5. Схема формирования вертикальной бароинерциальной скорости $V_{уби}$

Статическое давление воспринимается анероидом, преобразуется индукционным датчиком в электрический сигнал $H = f(P_{ст.})$, дифференцируется $V_{уб} = f(H)$, сигнал n_y интегрируется $V_{уи} = f(\int_0^t n_y dt)$. Путем комплексной обработки сигналов $V_{уб}$ и $V_{уи}$ на корректирующем фильтре формируется сигнал вертикальной бароинерциальной скорости $V_{уби}$.

Сигнал $V_{уби}$ выдается в пульт ПВМ для индикации, КБ и далее блок БС-1М для формирования сигнала ΔV_y в САУ-3-400, в БФК для определения достоверности.

Электропитание блока осуществляется: постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 200/115 В частотой 400 Гц и напряжением 36 В частотой 400 Гц при включении комплекса ИК ВСП-1-7Ф.

Вычислитель имеет встроенные средства контроля. Кнопка «Контроль» и два светодиода расположены на лицевой панели блока. При нажатой кнопке «Контроль» выдается калиброванный сигнал вертикальной скорости спуска $V_y = 20$ м/с, контроль по ПВМ-1М, загораются на 1-2 с, затем гаснут, светодиоды «Неисправн.» и «Отказ».

Через 5-10 с должен загореться светодиод «Исправен». При неисправности вычислителя или отсутствия напряжения 115 В частотой 400 Гц загорается светодиод «Отказ».

Включение электропитания вычислителя БВВС-2М осуществляется при включении ИК ВСП-1-7Ф.

ССОС – система сигнализации опасной скорости сближения с землей, предупреждает экипаж о сближении ВС с поверхностью земли путем включения двух светосигнализаторов «Опасно. Земля» на приборной доске пилотов и прерывистого звукового сигнала в телефонах.

Комплект системы ССОС:

- ВВС – вычислитель вертикальной скорости;
- ВЛ – вычислитель логический. Оба вычислителя на общей раме размещены на этажерке ПК № 2 по правому борту, шп. № 25-26;
- БДЛУ1-3 сер. 2 – блок датчиков линейных ускорений, размещен по правому борту, шп. № 43.

Принцип формирования аварийной сигнализации предупреждения (СП) «Опасно. Земля» (рис. 1.6).

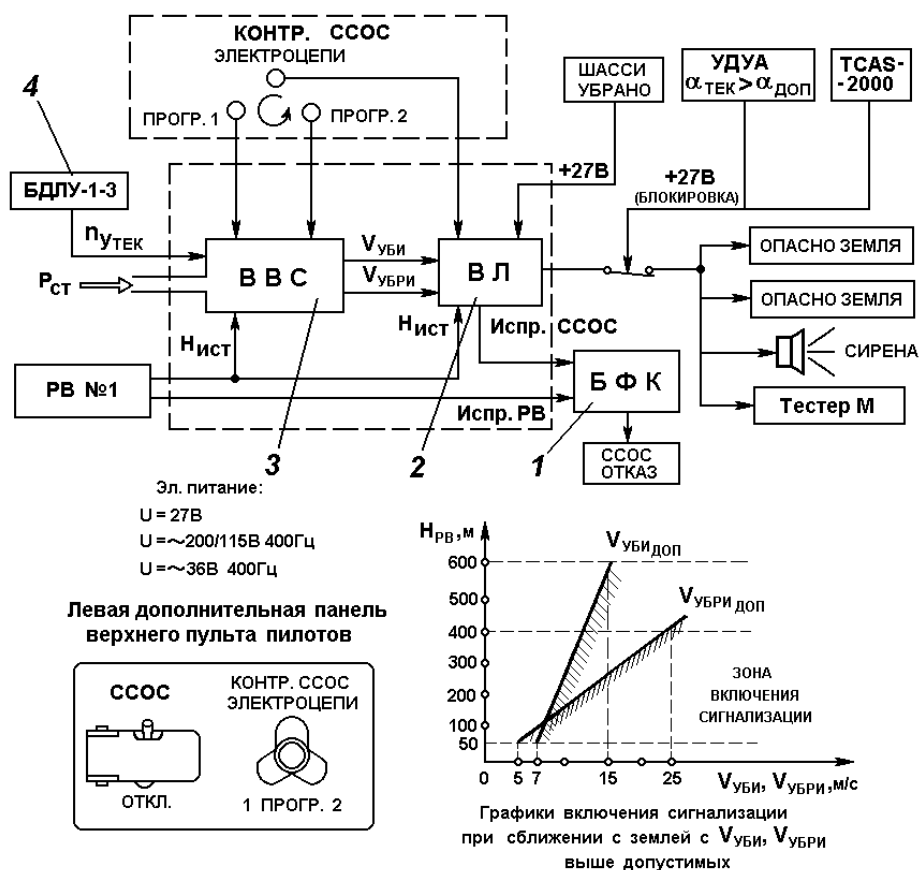


Рис. 1.6. Структурная схема системы ССОС:

1 – БФК – блок формирования и контроля; 2 – ВЛ – вычислитель логический; 3 – ВВС – вычислитель вертикальной скорости; 4 – БДЛУ-1-3 – блок датчиков лирнейных ускорений

Вычислитель ВВС воспринимает статическое давление $P_{ст}$ от приемника ПВД-7Г, сигнал вертикальной перегрузки n_y от БДЛУ1-3 и сигнал истинной высоты от радиовысотомера РВ № 1. В результате комплексной обработки сигналов вычислитель формирует сигналы вертикальной бароинерциальной скорости $V_{уби}$, т.е. скорости снижения, вертикальной барорадиоинерциальной скорости $V_{убри}$, т.е. скорости сближения ВС с поверхностью земли. Сигналы $V_{уби}$ и $V_{убри}$ анализируются в вычислителе (ВЛ) с учетом изменения истинной высоты и сигнала убранного или выпущенного положения шасси. Если величина сигналов вертикальных скоростей превышает допустимое значение на расчетной радиовысоте, то это свидетельствует об опасной ситуации полета. При этом вычислитель ВЛ формирует логический сигнал (ЛС) на включение аварийной сигнализации при условии исправных блоков ВЛ, ВВС и радиовысотомера РВ № 1.

Работа системы ССОС при опасных ситуациях полета ВС представлена на рис. 1.7.

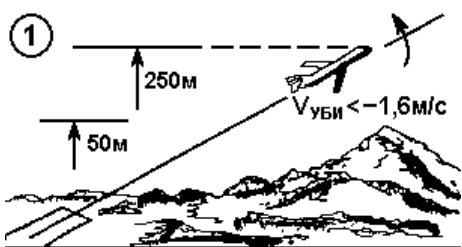
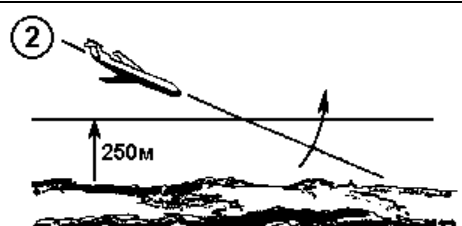
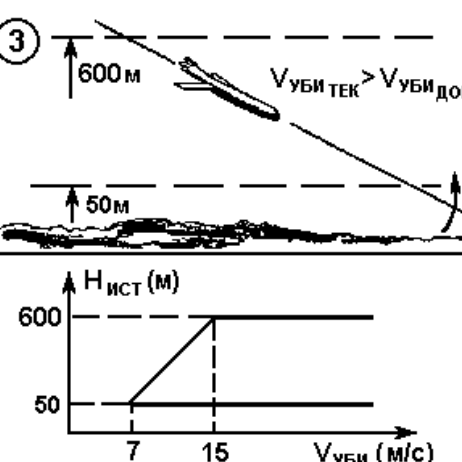
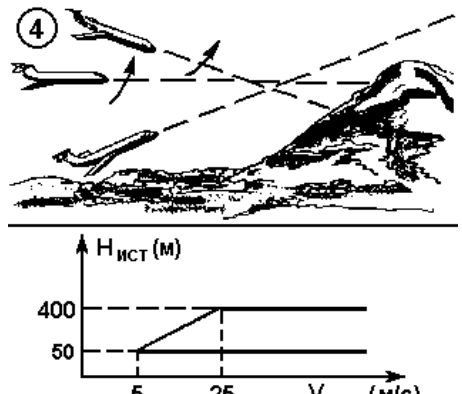
РЕЖИМЫ ОПАСНЫХ СИТУАЦИЙ ПОЛЕТА		ДЕЙСТВИЯ ЭКИПАЖА
<p>①</p>  <p>Причины срабатывания сигнализации на взлете могут быть: а – уборка закрылков на скорости меньше расчетной; б – сдвиг ветра; в – нарушение взлетной конфигурации ВС вследствие отказа двигателя или органов управления</p>	<p>При взлете после уборки шасси на высотах от 50 до 250 м, если вертикальная скорость снижения стала больше 1,6 м/с ($V_{УБИ\ ТЕК} < -1,6\ м/с$)</p>	<p>Немедленно прекратить снижение и перевести ВС в набор высоты, проверить положение закрылков, стабилизатора и проверить соответствие $V_{ПР\ ТЕК}$ положению закрылков стабилизатора</p>
<p>②</p> 	<p>При снижении ВС с убранными шасси при пролете истинной высоты 250 м (независимо от вертикальной скорости)</p>	<p>При заходе на посадку с убранными шасси после четвертого разворота зайти на второй круг</p>
<p>③</p> 	<p>При снижении ВС над равнинной поверхностью в диапазоне истинных высот 600–50 м, если вертикальная скорость снижения превысит 15–7 м/с (в зависимости от высоты полета)</p>	<p>Уменьшить вертикальную скорость снижения до прекращения сигнализации</p>
<p>④</p> 	<p>В горизонтальном полете, при взлете или снижении над холмистой или горной местностью в диапазоне высот от 400 до 500 м, если превысит 25–5 м/с (в зависимости от высоты полета)</p>	<p>Энергично перевести ВС в набор высоты, а двигателя на взлетный режим</p>

Рис. 1.7. Работа системы ССОС при опасных ситуациях полета

Сигнализация ССОС блокируется сигналом «+27 В» от УДУА при углах атаки ВС $\alpha_{тек.} \geq \alpha_{max.дон}$ и сигналом сближения со встречным ВС системы TCAS-2000.

Система ССОС выдает в бортовой регистратор «Тестер-М» сигналы предупреждения «Опасно. Земля» и факт включения электропитания системы.

При отказе электропитания на блоках системы ССОС, неисправных вычислителях или радиовысотомере РВ № 1 сигнализация системы ССОС прекращается, выдается сигнал отказа, загораются два светосигнализатора «ССОС отказ» на верхнем электрощитке пилотов и верхней приборной панели бортинженера по АО.

Система ССОС имеет встроенный контроль работы блоков.

Встроенный контроль включается нажатием переключателя «Контр. ССОС» последовательно в одно из трех положений: «Электроцепи», «Прогр. 1» и «Прогр. 2». При исправных каналах ССОС должна включаться аварийная сигнализация «Опасно. Земля» и звуковой сигнал в телефонах.

При установке переключателя в положение «Электроцепи» проверяется вычислитель ВЛ и аварийная сигнализация должна включиться не позднее 5 с, а в положение «Прогр. 1» и «Прогр. 2» проверяется вычислитель ВВС, сигнализация включается с задержкой до 25 с.

Электропитание системы ССОС осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением 200/115 В частотой 400 Гц и напряжением 36 В частотой 400 Гц (фазы А и С). Выключатель «ССОС-Откл.» и переключатель «Контроль ССОС» на три положения расположены на левой дополнительной панели верхнего пульта пилотов.

БФК – блок формирования и контроля предназначен для формирования электрических сигналов, пропорциональных значениям высотно-скоростных параметров и их отклонению от заданных (стабилизируемых) значений, а также для контроля достоверности сигналов, выдаваемых от комплекса ИК ВСП-1-7Ф экипажу и бортовым системам.

Блок БФК усиливает входные сигналы, кворумирует их и контролирует путем сравнения каждого сигнала с осредненным значением (кворумированным) или путем сравнения каждого сигнала с другим.

Блок БФК выдает сигналы V_{np} , V_y , ΔV_y , ΔH^* , ΔH , ΔM , ΔV_{np} , числа M в виде напряжений постоянного тока.

Сигналы $V_{м.д.}$, $V_{крит}$ ($V_{np} \geq V_{м.д.}$), $V_{ист}$, V_{np} , числа M , H контролируются по максимальному и минимальному уровню. Сигналы V_y , ΔV_y , ΔV_{np} , ΔM , ΔH^* , ΔH контролируются кворумированием.

Сигнал «ИК ВСП – нет резерва» выдается при отказе одного подканала из трех.

Сигнал «ИК ВСП неисправ.» выдается при отказе двух подканалов из трех для сигналов V_y , ΔV_y , $V_{ист}$, V_{np} , ΔV_{np} , числа M , ΔM , H , ΔH , ΔH^* , или одного из двух подканалов для сигналов $V_{м.д.}$, $V_{крит.}$, или при отсутствии готовности блока БРК-1.

В состав БФК входят четыре блока, установленные на общей раме:

- УФК 1 – каналы $V_{крит.}$, $V_{м.д.}$, V_y , ΔV_y ;
- УФК 2 – каналы ΔM , ΔH ;
- УФК 3 – каналы V_{np} , ΔV_{np} , $V_{ист.}$, $СС\Delta V_y$, $СС\Delta V_{np}$;
- УФК 4 – каналы ΔH^* , H , M .

Источниками информации для блока БФК являются: система СВС-1-72-1-400 (блоки БВП, указатели УМС-1, УВ-75-15), ПВМ-1М, БВВС-2М, КЗВ-0-15, УСИМ-1-7, ВКРС-7. Сигналы проходят через блоки согласования БС-1М.

Проверка блока БФК встроенным контролем выполняется нажатием кнопки «ИК ВСП-контр.» или кнопки «Контроль» на УФК-4.

На лицевой панели УФК-4 установлено четыре кнопки «Исправ. БС», «Исправ БФК», «Сброс», «Контроль», на УФК-1 – УФК-4 – тридцать восемь светодиодов.

Для контроля блока БФК на УФК-4 нажать кнопку «Исправ. БС», все светодиоды должны загореться, не отпуская кнопку «Исправ. БС» нажать кнопку «Контроль», все светодиоды должны погаснуть. Отпустить обе кнопки, нажать кнопку «Сброс», на каждом УФК загораются светодиоды «Исправн.».

Нажать кнопку «Испр. БФК», все повторяется, т.е. все светодиоды должны загореться, нажать кнопку «Контроль», все светодиоды должны погаснуть.

После проверки надо нажать кнопку «Сброс», т.к. на время проверки сигнал исправности снимается, а при нажатии кнопки «Сброс» восстанавливается.

Электропитание блока БФК осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением $\sim 200/115$ В частотой 400 Гц и напряжением 36 В частотой 400 Гц при включении комплекса ИК ВСП-1-7Ф-1.

БРК-1-1 – блок разовых команд предназначен для формирования выдачи разовых сигналов (команд) при достижении ВС фиксированных значений высот, скорости, числа М, отклонения от заданного эшелона.

Блок БРК-1-1 состоит из устройств разовых команд УРК-1, УРК-2, УРК-3 установленных на общей раме. На УРК-3 имеется светосигнализатор «БРК готов».

Блок выдает следующие разовые команды:

1. $H = 1500$ м в САУЗ-400 для коррекции передаточных отношении по каналу руля высоты в режиме «Стаб. Н» $k = 0,18$ град/м на $H \leq 1500$ м;
 $k = 0,06$ град/м на $H > 1500$ м, т.е. на $H > 1500$ м передаточные отклонения уменьшаются в три раза.

2. $H = 3000$ м для автоматического отключения радиовысотомера А-034. При установке на ВС системы TCAS сигнал заблокирован.

3. $H = 8000$ м для включения светосигнализатора «Скорость мала» при условиях $V_{np} \leq 395$ км/ч (380 ± 15 км/ч).

4. $M_{кр.}$ – при достижении $M = 0,77$ выдается сигнал «+27 В» в САУЗ-400 на отключение продольного канала.

5. ΔH_{150}^* – до высоты заданного эшелона осталось 150 м; «+27 В» выдается в САС-4 на включение светосигнализатора «Эшелон».

6. ΔH_{60}^* – до высоты заданного эшелона осталось 60 м, «+27 В» выдается в САС-4, при этом светосигнализатор «Эшелон» и кнопка-табло H_3 на ПВМ-1М гаснут.

7. ΔH_0^* – высота эшелона достигнута, сигнал «+27 В» выдается в САУЗ-400 для переключения канала тангажа с режима «Выход на заданный эшелон» на режим стабилизации высоты «Стаб. Н».

8. $V_{np} = 310$ км/ч, $V_{np} = 360$ км/ч – команды выдаются в автомат тяги в режиме ухода на второй круг.

9. $V_{np} = 320$ км/ч – сигнал выдается в СК_ш на К_ш руля высоты для плавной перестройки передаточного отношения, т.е. в диапазоне скоростей 320-650 км/ч при увеличении скорости изменяется, становится меньшим ход руля высоты, а с $V_{np.} = 650$ км/ч – не изменяется.

10. $V_{np} = 330$ км/ч – сигнал выдается на включение светосигнализатора «Шасси выпусти».

Электропитание к блоку БРК-1 подается при включении комплекса ИК ВСП-1-7Ф.

БС-1М – Блок согласования выполняет следующие функции:

- вырабатывает разовый сигнал «+27 В» на включение светосигнализаторов «Р₀ высотомера проверь»;

- вырабатывает сигналы: ΔH^* – отклонение от высоты эшелона в режиме выхода на заданный эшелон; ΔV_{np} – отклонение от заданной приборной скорости;

- формирует опорные напряжения, запитывающие выходные потенциометры;

– обеспечивает согласования сопротивлений выходных потенциометров блоков БВП-400 с входными сопротивлениями потенциометров ПЗС в канале ΔV_{np} ; потенциометров УВ-75-15, УВ-75-15Ф, УМС-1М с выходными сопротивлениями в БФК в каналах высоты и числа М. Согласование выполнено на усилителях постоянного тока.

Источниками первичной информации блока являются: УВ-75-15, УВ-75-15Ф, УМС-1, БВП-400 системы СВС-1-72-1-400, ПВМ-1М, ПЗС-1М. Блок обеспечивает выдачу сигналов: высоты от 0 до 15000 м; приборной скорости от 150 до 800 км/ч; числа М от 0,1 до 1,0; сигнала ΔH^* от 600 до 12000 м; ΔV_{np} от 150 до 800 км/ч.

В блоке БС-1М расположена логическая схема проверки установки давления «Стандарт-760 мм-1013, 2 гПА» на всех трех высотомерах УВ-75-15 и УВ-75-15Ф системы СВС-1-72-1-400.

Исправность блока БС-1М проверяется блоком БФК. Электропитание БС-1М обеспечивается при включенном комплексе ИК ВСП-1-7Ф.

КЗВ-0-15 – корректор-задатчик высоты формирует сигнал ΔH и выдает его в блоки БС-1М и БФК для преобразования и контроля. КЗВ-0-15 вводит коррекцию, зависящую от абсолютной высоты полета в передаточное отношение, с которым сигнал ΔH поступает в САУЗ-400 в режиме стабилизации высоты. $U_{квз} = K\Delta H$; $K = f(H_{абс})$.

На ВС установлено три блока КВВ-0-15. Каждый блок подключен в линии статического давления С4, С5, С6.

По принципу действия КЗВ-0-15 представляет следящий привод электромеханического высотомера, работающего в двух режимах: «Обнуление», «Коррекция». В режиме «Обнуление» anerоидная коробка блока воспринимает изменения статического давления, линейное перемещение верхнего центра передается на индукционный датчик (ИД). Сигнал ИД усиливается и подается на двигатель. Двигатель воздействует на индукционный датчик.

При этом сигнал на ИД, вызванный изменением статистического давления, т.е. перемещением верхнего центра анероида, компенсируется и становится равным нулю. Одновременно двигатель перемещает щетку на функциональном потенциометре. Со щетки снимается сигнал, пропорциональный текущему значению абсолютной высоты полета. Таким образом, в режиме «Обнуление» непрерывно производится обнуление выходного сигнала ИД и выработка сигнала текущей абсолютной высоты полета, т.е. на выходе блока действуют два сигнала $\Delta H = 0$ и $H_{абс}$ (рис. 1.8).

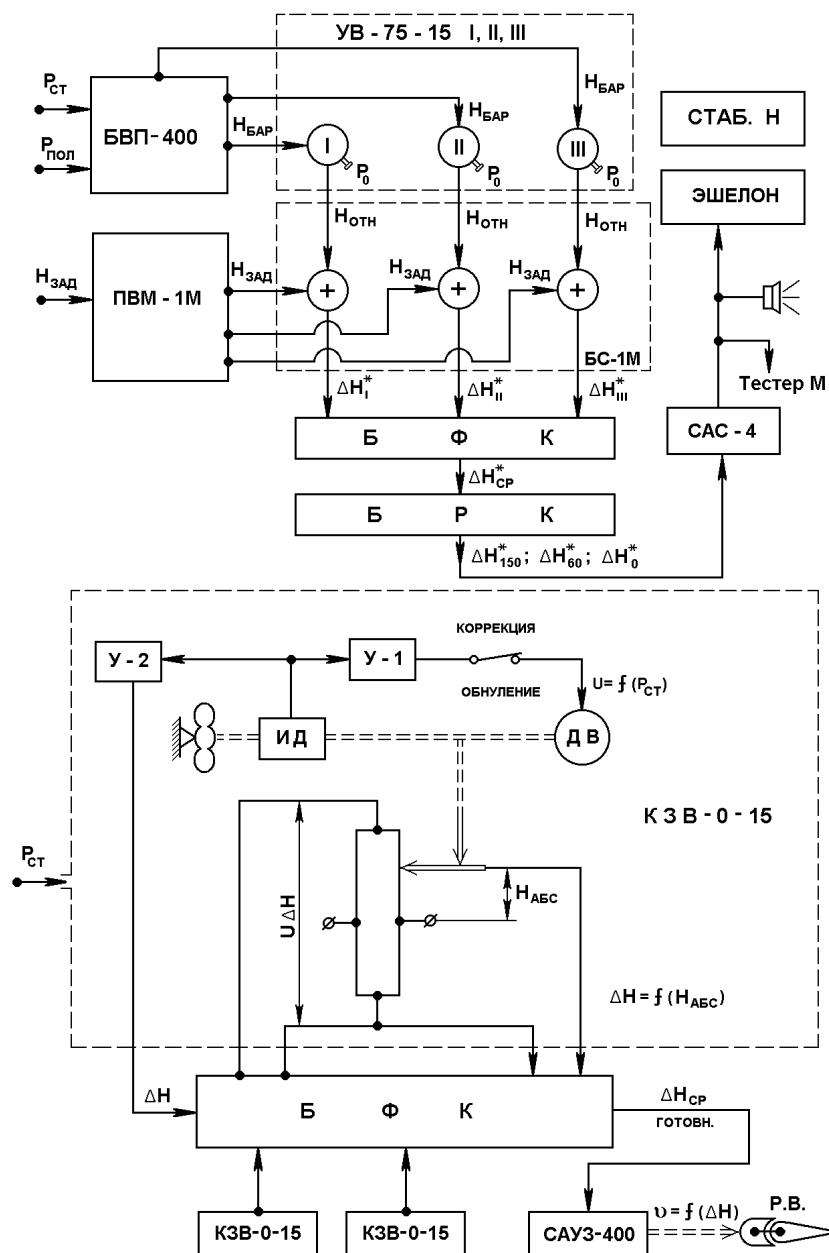


Рис. 1.8. Структурная схема формирования сигналов ΔH и $\Delta H = f(H_{абс})$

В режиме «Коррекция», т.е. при включении канала тангажа САУЗ-400 вручную или автоматически на режим «Стаб. Н» двигатель ДВ в КЗВ-0-15 обесточивается. Сигнал абсолютной высоты H_{abs} , снимаемый со щетки функционального потенциометра, не изменяется. На ИД формируется сигнал $\Delta H = H_{зад} - H_{тек}$ – отклонения от заданной высоты (высоты включения) полета ВС. В передаточное отношение сигнала ΔH , поступающего в САУЗ-400, вводится коррекция в зависимости от абсолютной высоты полета. Для этого сигнал ΔH с усилителя У2 КЗВ-0-15 поступает в блок БФК, корректируется, а затем подается на функциональный потенциометр КЗВ-0-15. Со щетки потенциометра снимается сигнал $\Delta H = f(H_{abs})$. Сигнал ΔH подается в БФК для контроля и далее в вычислители САУЗ-400 для расчета сигнала тангажа на управление рулем высоты. В зависимости от высоты полета в САУЗ-400 поступает только часть напряжения ΔH , т.е. при одном и том же сигнале ΔH на малых высотах сигнал в САУЗ-400 поступает меньший, чем на большой высоте.

Коэффициент усиления сигнала подбирается по эмпирическим формулам (опытным путем). Чем выше высота и больше скорость полета, тем меньше коэффициент усиления и больше угол отклонения руля высоты при одном и том же сигнале ΔH . Этим объясняется необходимая эффективность управления ВС на разных высотах в режиме стабилизации высоты.

КБ – коммутационный блок, предназначен для соединения и коммутации сигналов всех блоков с целью обеспечения простых кабельных соединений комплекса ИК ВСП-1-7Ф с внутренними и внешними потребителями.

БВЗС – блок ввода заданной скорости предназначен для ввода заданной приборной скорости от управляющей вычислительной системы А-821 (УВС) и индикации её на пульте ПЗС-1М и индексах указателей УСИМ-1.

ПВМ-1М – пульт вертикального маневра предназначен для:

– индикации значений вертикальных бароинерциальных скоростей в диапазоне от 0 до ± 25 м/с;

- задания высоты эшелона $H_э$ в диапазоне от 600 до 12000 м;
- контроля выхода на заданную высоту эшелона и включение режима «Выход на заданный эшелон».

На передней панели пульта ПВМ-1М размещены:

- ручка – шкала вертикальной бароинерциальной скорости V_y ;
- счетчик и кремальера ввода высоты эшелона $H_э$;
- две кнопки табло « V_y » и « $H_э$ »;
- переключатель «День-Ночь».

Схема пульта ПВМ-1М имеет два канала: канал вертикальной бароинерциальной скорости $V_{y\text{би}}$ и канал высоты эшелона $H_э$. Канал $V_{y\text{би}}$ работает в режиме слежения текущего значения вертикальной бароинерциальной скорости и в режиме стабилизации $V_{y\text{би}}$.

В режиме слежения в пульт ПВМ значение вертикальной скорости вводится от вычислителя БВВС-2М. Режим стабилизации $V_{y\text{би}}$ не задействован.

В канале высоты эшелона заданная высота $H_{\text{зад}}$ устанавливается вращением кремальеры по счетчику $H_э$. При установке минимальной высоты 560 м, отказе или обесточенном состоянии в окне счетчика появляется бленкер отказа черного цвета. С кремальерой ввода высоты связаны щетки трех потенциометров, с них снимаются сигналы $H_{\text{зад}}$ в виде относительного сопротивления и подается в блок БС-1М, в котором сигналы $H_{\text{зад}}$ сравниваются с сигналами текущей высоты $H_{\text{тек}}$ от трех высотомеров УВ-75-15 системы СВС-1-72-1-400. При этом вырабатываются три сигнала ΔH^* – отклонение ВС от заданного эшелона: $\Delta H^* = H_{\text{зад}} - H_{\text{тек}}$.

При нажатии кнопки-табло « $H_э$ » с пульта ПВМ-1М выдается сигнал о включении режима вывода на эшелон, при этом светосигнализатор кнопки « $H_э$ » загорается. При достижении высоты заданного эшелона светосигнализатор кнопки « $H_э$ » гаснет. После поступления на пульт сигнала о готовности следящих систем корректоров высоты КЗВ-0-15 с пульта выдается команда на включение трех КЗВ-0-15 на режим стабилизации высоты

«Стаб. Н». Контроль канала стабилизации высоты осуществляется блоком БФК по сигналам блоков БС-1М и ПВМ-1М. Электропитание пульта ПВМ-1М осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением ~ 36 В частотой 400 Гц при включении комплекса ИКВСП-1-7Ф.

ПЗС-1М – пульт-задатчик скорости, предназначен для:

- индикации величины приборной скорости в диапазоне от 150 до 800 км/ч;
- обеспечения работы канала тангажа системы САУЗ-400 в режиме стабилизации приборной скорости или числа М.

Пульт ПЗС-1М включает в себя:

- УЗС-1 – указатель-задатчик скорости, расположен на панели ко-роба козырька средней приборной доски пилотов;
- БЗС-1 – блок питания, обеспечивает работу систем и проведения логических операций, расположен на этажерке ПК № 3, шп. 27 на левом борту.

УЗС-1 вырабатывает три независимых сигнала V_{np} , пропорциональных показателям счетчика. Эти сигналы подаются в блок БС-1М и сравниваются с тремя сигналами, пропорциональными текущей приборной скорости ВС, поступающими от трех блоков БВП-400 системы СВС-1-72-1-400. Три сигнала $\Delta V_{np} = V_{np_{УЗС}} - V_{np_{БВП}}$ поступают в блок контроля БФК на кворум-элемент и проверяются на достоверность.

Достоверный сигнал $\Delta V_{np_{cp}}$ подается на УЗС-1 и доводится до нуля. При отключенном режиме стабилизации приборной скорости через автопилот следящая система УЗС-1 отработывает на счетчике текущее значение приборной скорости полета ВС.

Треугольные индексы обоих УСИМ-1 также отработывают текущее значение V_{np} , т.е. индексы отслеживают положение стрелки $V_{np_{тек}}$.

При включенном автопилоте на режим «Стаб. V» следящая система V_{np} в УЗС и в УСИМ-1 отключается. Показания счетчика V_{np} принимаются за

заданную приборную скорость $V_{зад}$. При изменении полного, статического давления блок БВП-400 отслеживает изменение текущей приборной скорости, а в УЗС формируется сигнал разности скоростей $\Delta V_{np} = V_{зад} - V_{тек}$. Сигналы ΔV_{np} 1, 2, 3 определяются на достоверность в БФК и выдаются в вычислители канала тангажа системы САУЗ-400 для расчета сигнала тангажа на управление рулем высоты $v = f(\Delta V_{np})$. Автопилот отклонением руля высоты доводит сигнал V_{np} до нуля, т.е. выводит ВС и стабилизирует на заданной скорости включения. В этом режиме в УЗС рукоятка задания приборной скорости отключена.

Пульт ПЗС-1М обеспечивает работу САУЗ-400 в режиме стабилизации числа М. При включении режима в ПЗС-1М выдается сигнал «+27 В». По этому сигналу в указателях УМС-1 включается устройство для формирования сигнала $\Delta M = M_{зад} - M_{тек}$.

Электропитание подается на пульт ПЗС-1М при включении комплекса ВСП-1-7Ф.

ВАК-7 – вычислитель автоматизированного контроля обеспечивает связь с аппаратурой оперативного контроля АОК-2 и автоматизированный контроль ИК ВСП-1-7Ф.

ПАК-7 – пульт автоматизированного контроля предназначен для задания программы автоматизированного контроля комплекса ИКВСП-1-7Ф с помощью аппаратуры оперативного контроля АОК-2.

1.3. Функциональное назначение органов управления и индикации комплекса ИК ВСП-1-7Ф (рис. 1.9)

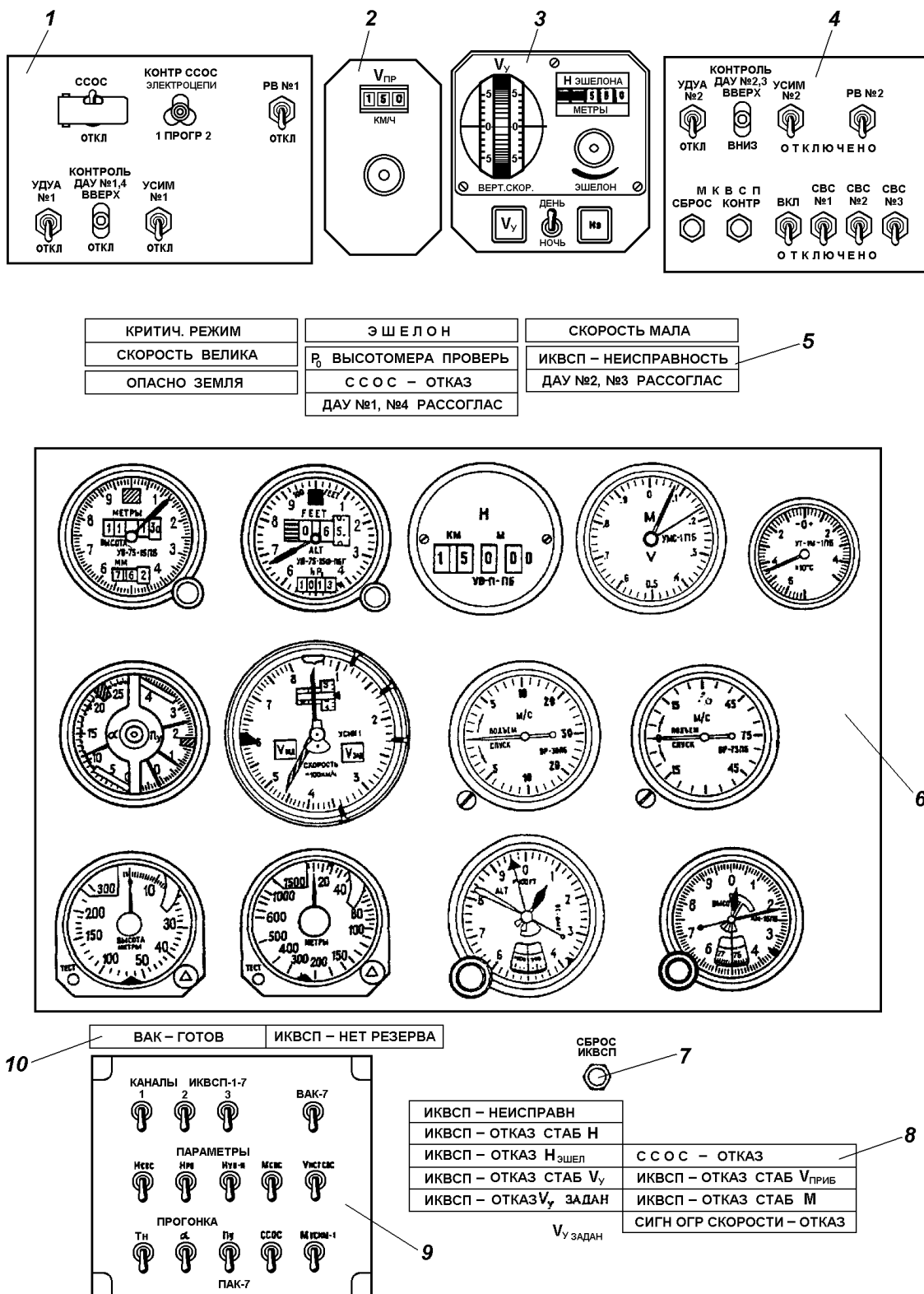


Рис. 1.9. Органы управления и индикации ИК ВСП-1-7Ф-1

1, 4 – левая, правая дополнительные панели верхнего пульта пилотов с выключателями систем комплекса ИК ВСП-1-7Ф;

2 – пульт заданной скорости ПЗС-1;

3 – пульт вертикального маневра ПВМ-1М;

5 – светосигнализаторы комплекса ИК ВСП-1-7Ф, расположенные на приборной доске пилотов:

– «Критич. режим» – красного цвета, сигнализирует приближение ВС к допустимому углу атаки или вертикальной перегрузки, срабатывает от УДУА-7;

– «Скорость велика» – красного цвета, сигнализирует о достижении ВС максимально допустимого значения приборной скорости, срабатывает от блоков ВКРС-7;

– «Опасно. Земля» – красного цвета, сигнализирует опасную скорость сближения ВС с поверхностью земли, срабатывает от системы ССОС;

– «Эшелон» – желтого цвета, сигнализирует об отклонении ВС от высоты, выставленной на ПВМ-1М, более 60 ± 20 м при включенном режиме «Стаб. Н». Загорание светосигнализатора «Эшелон» сопровождается звуковой сигнализацией, аналогично аварийной сигнализации. При отключенном режиме «Стаб. Н» светосигнализатор «Эшелон» загорается при отклонении ВС от высоты, выставленной на ПВМ-1М в диапазоне 150-60 м;

– « P_0 высотомера проверь» – желтого цвета, сигнализирует о невыставлении экипажем уровня давления $P_0 = \text{стандарт}$ ($P_0 = 760$ мм рт. ст. или 1013,25 гПа) на одном из основных указателей высоты УВ-75-15ПБ или УВ-75-15ФПБГ. При установке давления разного уровня, дающей разность по высотам более 200 м, дополнительно загорается светосигнализатор «ИК ВСП неисправность»;

– «ССОС – отказ» – желтого цвета, сигнализирует отказ системы сигнализации опасной скорости сближения с землей. При полете с отказавшей системой ССОС необходимо усилить контроль за скоростью снижения и высотой полета по показаниям вариометров, радиовысотомер № 2;

– «ДАУ № 1, № 4 рассоглас.», «ДАУ № 2, № 3 рассоглас.» – желтого цвета, сигнализирует о рассогласовании ДАУ № 1, № 4 на $\varphi \pm 1$ ДАУ № 2, № 3 на 5 ± 1 , рекомендации экипажу – не пользоваться показаниями указателя УАП-5-5 по углам атаки до погасания светосигнализатора;

– «Скорость мала» – желтого цвета, сигнализирует о достижении ВС минимально допустимого значения приборной скорости $V_{np} < 395$ км/ч на $H > 8000$ м;

– «ИК ВСП неисправность» – желтого цвета, сигнализирует о полном отказе одного или нескольких каналов, т.е. отказе двух или трех подканалов или одного или двух подканалов одного канала;

6 – указатели высотно-скоростных параметров:

УВ-75-15ПБ и УВ-75-15Ф-ПБГ – основные указатели высоты; УВ-П-ПБ – указатель – повторитель высоты; УМС-1 ПБ – указатель числа М и истинной воздушной скорости; УТ-1М-ПБ – указатель температуры наружного воздуха, перечисленные указатели из системы СВС-1-72-1-400; УАП-5-5 – указатель углов атаки и перегрузки из УДУА-1-7; УСИМ-1 – указатель приборной скорости и числа М из УСИМ-1-7; ВР-30ПБ и ВР-75ПБ – вариометры; ВМФ-50ПБ и ВМ-15ПБ – высотомеры барометрической высоты, указатели истинной высоты из радиовысотомера;

7 – кнопка «сброс ИК ВСП»;

8 – светосигнализаторы комплекса ИК ВСП-1-7Ф, расположены на приборных досках бортинженера;

9 – ПАК-7 – пульт автоматизированного контроля;

10 – светосигнализатор «ВАК готов» – зеленого цвета, сигнализирует о готовности комплекса ИК ВСП к контролю с помощью аппаратуры оперативного контроля АОК-2.

1.4. Эксплуатация комплекса ИК ВСП-1-7Ф

Проверка ИК ВСП выполняется перед полетом в полном объеме после запуска двигателей.

А. Предполетная подготовка

1. При внешнем осмотре ВС убедитесь, что сняты заглушки с приемников воздушного давления ПВД-7Г и защитные кожухи с датчиков ДАУ-72-1.

2. Убедитесь в том, что в кабине экипажа органы управления комплексом ИК ВСП-1-7Ф установлены в исходное положение.

Бленкеры отказа присутствуют в окнах циферблатов указателей УВ, УМС трех систем СВС, бленкеры $V_{мд}$ и $V_{зад}$ в окнах циферблатов УСИМ и бленкеры на пульте ПВМ-1М, сигнальные флажки отказа на указателях УАП и РВ.

3. Выключатели «Догруж. штурвала», «Вибратор штурвала» системы управления ВС, расположенные на правом боковом пульте пилотов, в положении «Откл.».

4. Включите:

– выключатели «Упр. передн. колесами» на передней вертикальной панели левого пульта;

– выключатели электропитания комплекса ИК ВСП-1-7Ф.

Установите на счетчиках трех указателей УВ системы СВС давление аэродрома вылета, т.е. давление на ВПП, приведенное к месту стоянки ВС.

6. Проконтролируйте наличие таблиц, которые должны прилагаться к каждому высотомеру:

– к УВ-75-15ПБ переводные таблицы $H_{эш}$, фут = $\Delta H_{эш}$, м;

– к УВ-75-15Ф-ПБГ и ВМФ таблицы пересчета $H_{эш}$, м = $H_{эш}$, фут;

– к ВМ-15ПБ бортовые таблицы показаний высотомеров с учетом суммарных поправок $H_{эш}$, фут = $\Delta H_{пр}$, м;

– к ВМФ-50 бортовые таблицы $H_{эш}$, фут = $H_{пр}$, фут.

7. Через 3-5 мин после включения питания комплекса нажмите и отпустите кнопку «Сброс ИК ВСП» и проверьте правильность показаний указателей:

– стрелки на шкалах высоты указателей УВ трех систем СВС должны находиться на отметке:

- 0 ± 15 м (0 ± 50 фут) при $P_0 = 760$ мм рт. ст. (1013,25 гПа),

- 0 ± 25 м (0 ± 80 фут) при 680 мм рт. ст. $\leq P_0 < 760$ мм рт. ст. (при 907 гПа $\leq P_0 < 1013,25$ гПа),

- 0 ± 30 м (0 ± 100 фут) при 506 мм рт. ст. $\leq P_0 < 680$ мм рт. ст. (при 675 гПа $\leq P_0 < 907$ гПа);

– узкие стрелки на шкалах $V_{ист}$ указателей УМС должны находиться между отметками 150...220 км/ч, полосатые стрелки $V_{мд}$ указателя УСИМ – между отметками 445...455 км/ч при убранных закрылках, предкрылках и закрытом заднем грузолюке;

– показания счетчика числа М должны быть на отметке 0,1...0,2;

– бленкеры отказа в окнах циферблатов указателей УВ, УМС, УСИМ должны отсутствовать;

– стрелки на шкалах указателей УТ должны показывать температуру наружного воздуха с погрешностью ± 10 °С;

– стрелки на шкалах указателей РВ должны находиться около нулевой отметки, сигнальные флажки отказов должны отсутствовать, светосигнализаторы «Высота Впр.» должны гореть;

– на указателях УАП флажки отказа на шкалах углов атаки и перегрузок должны отсутствовать, индексы должны показывать $\alpha_{дон} = 12,2^\circ$, $n_{y\ дон} = 2,3$; стрелки должны установиться на значениях $\alpha_{тек} = 5^\circ$, $n_{y\ дон} = 1$ ед;

– указатель задатчика скорости (УЗС) должен показывать значение, не превышающее 60... 130 км/ч.

8. Установить на счетчике H , пульта ПВМ-1М значение высоты $H = 5000$ м.

9. На счетчиках указателей высоты УВ-75-15 системы СВС установить давление $P_0 =$ стандарт ($P_0 = 760$ мм рт. ст. или 1013,25 гПА).

Б. Предполетная подготовка

1. Нажмите и удерживайте кнопку «ИК ВСП контр» до остановки стрелок и цифр на индикаторах. Должны гореть сигнализаторы «Эшелон», «ИК ВСП – неисправ.», «ИК ВСП – нет резерва», мигать светосигнализаторы «Критич. режим», «Скорость велика». Показания индикаторов должны соответствовать контрольным значениям (табл. 1).

Таблица 1

Наименование указателя	Обозначение выходного параметра	Истинное значение	Погрешность
УВ	H	5000 м (16400 фут)	± 45 м (± 150 фут)
УМС	$V_{ист}$	800 км/ч	± 15 км/ч
УМС, УСИМ	M	0,693 М	$\pm 0,015$ м
УТ	$t_{ч.в.}$	- 17,4 °С	± 5 °С
УЗС	$V_{пр}$	636 км/ч	± 15 км/ч
УАП	α	20°	$\pm 0,5^\circ$
УАП	η_y	3,5 g	$\pm 0,2g$
УАП	$\alpha_{доп}$	11,6°	$\pm 0,5^\circ$
УАП	$\eta_{y, доп}$	2,7g	$\pm 0,2g$
ПВМ	V_y	-20 м/с	± 5 м/с

2. Не отпуская кнопку «ИК ВСП контр.», нажмите и удерживайте кнопку «ИК ВСП сброс». Светосигнализаторы «ИК ВСП неисправность» и «ИК ВСП – нет резерва» должны погаснуть.

3. Включите выключатели «Догруж. штурвал» и «Вибратор штурвала» на время длительностью 1-3 с. Наблюдать вибрацию штурвальных колонок и их движение вперед.

4. Отпустите обе кнопки, стрелки и цифры на индикаторах должны отработаться в исходное положение, светосигнализаторы «Эшелон», «Критич. режим», «Скорость велика» должны погаснуть.

5. После отработки стрелок и цифр на индикаторах повторно нажмите длительностью ~ 6 с кнопку «ИК ВСП сброс» и убедитесь в том, что все светосигнализаторы не горят.

6. На высотомерах пилотов и штурмана установите показания высоты на нуль. Допустимое рассогласование в показаниях барометрического счетчика с давлением уровня ВПП, приведенным к месту стоянки ВС не более: $\pm 1,5$ мм рт. ст. (2,0 гПа) для УВ-75-15ПБ и УВ-75-15ФПБГ и $\pm 2,0$ мм рт. ст. (3,0 гПа) для ВМ-15ПБ и ВМФ-50 при температурах наружного воздуха от 15 до 35 °С, при других температурах до $\pm 2,5$ мм рт. ст. (3,5 гПа).

В. Использование комплекса в полете

1. На предварительном старте на указателях УВ-75-15ПБ пилотов, ВМ-15ПБ штурмана установите показания высоты на нуль (давление QFE), на футомере УВ-75-15Ф ПБГ пилотов и ВМФ-50 штурмана высоту аэродрома (давление QNH).

2. На высоте перехода на всех высотомерах установите давление $P_0 =$ стандарт. На УВ-75-15ПБ и ВМ-15ПБ давление $P_0 = 760$ мм рт. ст., а на УВ-75-15Ф ПБГ и ВМФ-50 – давление $P_0 = 1013,2$ гПа.

При установке давления возможно кратковременное загорание светосигнализаторов « P_0 высотомера – проверь» и «ИКВСП – неисправ», т.к. командир ВС и 2-ой пилот устанавливают уровень давления не одновременно.

3. При полете в ручном режиме управления ВС комплекс ИКВСП-1-7Ф используется в индикаторном режиме, при этом на указатели и светосигнализаторы выдается необходимая информация о высотнo-скоростных параметрах полета.

4. На счетчике ПВМ-1М установите высоту заданного эшелона H_z . За 150 м (500 фут) до подхода к заданному эшелону загораются светосигнализаторы «Эшелон» и гаснут за 60 м (200 фут) до заданного эшелона.

При полете в автоматическом режиме «Стаб. Н» при отклонении ВС от заданного эшелона на 60 ± 20 м (200 ± 60 фут) светосигнализаторы «Эшелон» загораются в проблесковом режиме, что сопровождается звуковой сигнализацией.

5. В полете на заданном эшелоне выдерживайте высоту по УВ-75-15ПБ командира ВС. При полете на зарубежных авиалиниях заданный эшелон выдерживайте по указателю УВ-75-15ПБ командира ВС с контролем по УВ-75-15Ф-ПБГ.

Систематически сравнивайте показания высотомера и футомера. Показания высотомеров УВ-75-15ПБ могут отличаться друг от друга не более, чем на ± 20 м (65 фут), от показаний механических высотомеров ВМ не более, чем на 30 м (100 фут) с учетом поправок, указанных в бортовой таблице для ВМ-15ПБ.

6. На эшелоне перехода установите на высотомере УВ-75-15 и ВМ-15ПБ значение барометрического давления аэродрома посадки, а на футомерах УВ-75-15Ф и ВМФ-50 – приведенное давление $P_{прив}$.

При этом высотомеры индицируют высоту относительно аэродрома посадки, футомеры – превышение аэродрома над уровнем моря.

1.5. Комплекс ИК ВСП-1-7Ф-1 с системой СРППЗ ТТА-124

Система СРППЗ является средством повышения безопасности полетов при взаимодействии с бортовым радиоэлектронным оборудованием ВС. Система СРППЗ заранее предупреждает экипаж о возможном попадании в

ситуацию, развитие которой может привести к непреднамеренному столкновению ВС с подстилающей поверхностью (ПП). Сигналы предупреждения воспроизводятся в виде речевой, световой сигнализации и визуальной информации о характере подстилающей поверхности на экранном индикаторе на основе электронных баз данных: аэродромов, ПМПУ посадки, рельефа земной поверхности, искусственных препятствий (рис. 1.10).

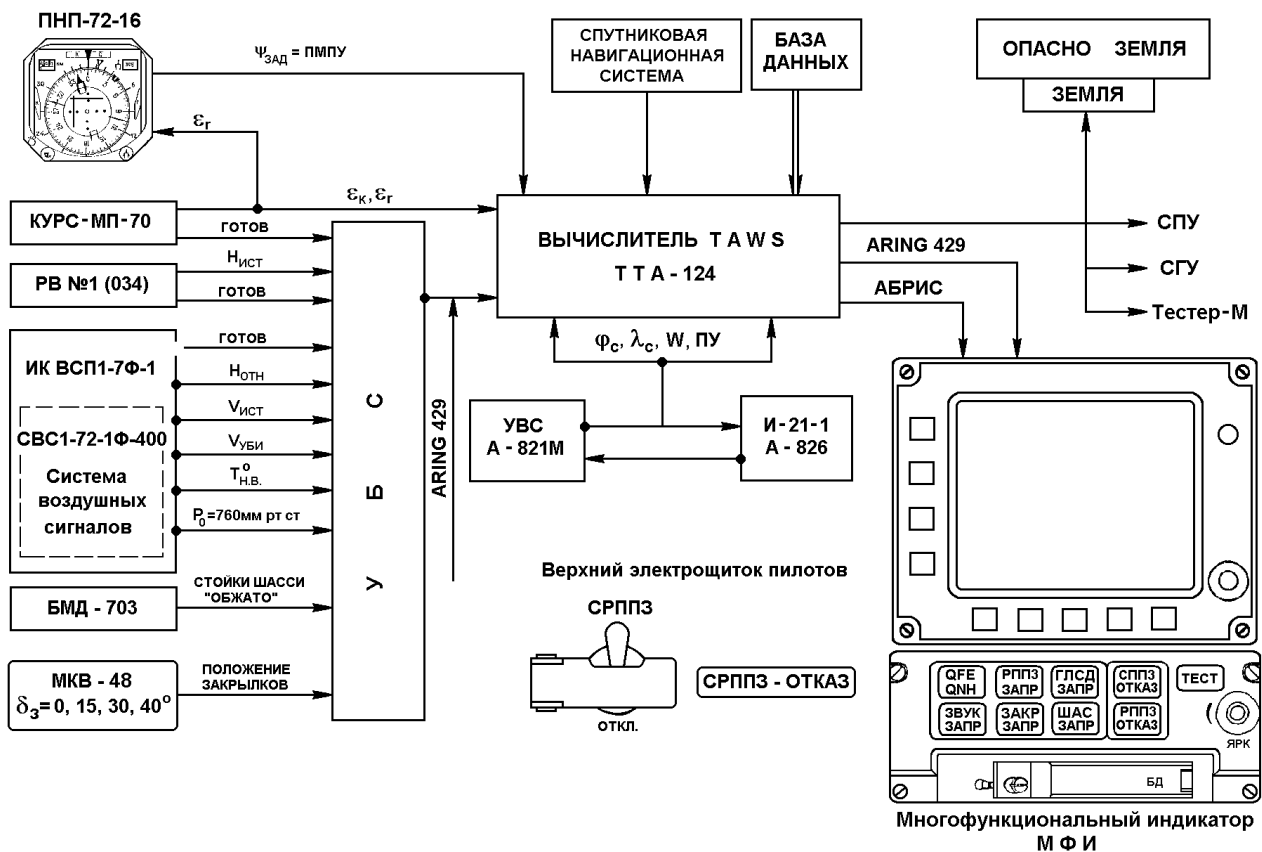


Рис. 1.10. Органы управления и контроля системы СРППЗ

Сигнализация предупреждения выдается в виде загорания светосигнализаторов «Земля», «Опасно. Земля», речевой информации с определенной последовательностью и тональностью, а также на многофункциональный индикатор (МФИ).

Система имеет следующие режимы:

Режим 1 (СРППЗ) «Чрезмерная скорость сближения с ПП». Срабатывает на всех этапах полета.

Режим 2 (СППЗ) «Опасная скорость сближения с ПП»:

- а) закрылки убраны, срабатывает на всех этапах полета;
- б) закрылки выпущены, срабатывает при заходе на посадку.

Режим 3 (СППЗ):

- а) «Снижение до достижения высоты 210 м после взлета или ухода на второй круг», срабатывает на этапе взлета;
- б) «Потеря высоты после взлета», срабатывает на этапе взлета.

Режим 4 (СППЗ):

- а) «Приближение к ПП – шасси не выпущены», срабатывает на этапах полета и посадке;
- б) «Приближение к ПП – закрылки не выпущены», срабатывает на этапах полета и посадке.

Режим 5 (СППЗ) «Значительное отклонение ниже равносигнальной зоны глиссады», срабатывает на этапах посадки.

Режим 6 (СППЗ) «Проверка относительно барометрической высоты» (при использовании уровня давления QFE). Полет при выпущенных шасси, закрылках, срабатывает на этапах посадки.

Режим 7 (РППЗ) «Режим переднего и бокового обзора пространства – угроза столкновения или недостаточная высота пролета над ПП (препятствиями)», срабатывает на всех этапах полета.

Режим 8 (ПСВ):

- а) «Предупреждение о недостаточной истинной высоте (предупреждение преждевременного снижения)»;
- б) «Предупреждение о недостаточной высоте над порогом ВПП», срабатывает на этапе захода на посадку.

Режим 9:

- а) «Сигнализация пролета истинной высоты $H_{ист} = 150$ м»;
- б) «Сигнализация пролета высоты принятия решения»;
- в) «Сигнализация пролета предупредительных фиксированных высот», срабатывает на этапах захода на посадку и посадке.

Электропитание системы СРППЗ осуществляется напряжением 27 В от шины левого и правого РУ 27 В через автомат защиты «СРППЗ» и выключатель «СРППЗ откл.», расположенного на верхнем пульте пилотов.

Состав и краткая характеристика блоков

1. ТТА-124 – вычислитель (1 шт.). Расположен на средней опоре приборной доски пилотов, является центральным управляющим и вычислительным устройством.

2. УБС – универсальный блок связи (1 шт.). Расположен на этажерке № 2, правый борт, шп. 25-27. УБС преобразует сигналы аналоговых систем в кодовую информацию для работы с цифровыми системами потребителей.

3. Выключатель «СРППЗ откл.» (1 шт.).

4. Светосигнализаторы красного цвета «Опасно. Земля» (2 шт.).

5. Светосигнализаторы желтого цвета «Земля» (2 шт.).

Светосигнализаторы «Опасно. Земля» и «Земля» расположены на приборных досках пилотов.

6. Светосигнализаторы желтого цвета «СРППЗ отказ» (2 шт.). Расположены на верхнем пульте пилотов и на верхней панели приборной доски бортинженера по АО.

Вычислитель ТТА-124 выполнен в виде конструктивно законченного блока. На передней панели расположены многофункциональный индикатор МФИ, органы управления, крышка «БД – база данных». На задней панели расположен элемент металлизации и заземления, три соединителя для подключения ТТА-124 к фидеру ВС.

Система СРППЗ ТТА-124 обязательно устанавливается и работает на ВС с навигационной системой «Абрис», но теоретически может работать с любой спутниковой навигационной системой. Многофункциональный индикатор МФИ (TDS-560) системы «Абрис» отображает информацию, формируемую в ТТА-124, и в комплект системы СРППЗ не входит.

Индикатор МФИ отображает:

- индикацию о подстилающем рельефе;
- ортометрическую высоту ВС;
- максимальное и минимальное превышение элементов ПП в пределах отображаемого масштаба;
- область, вызвавшую срабатывание предупреждающей сигнализации;
- область, вызвавшую срабатывание аварийной сигнализации;
- превышение ВС над элементом, вызвавшим срабатывание сигнализации «Земля».

Под индикатором расположено девять кнопок-табло для управления системой СРППЗ: «QFE/QNH», «РППЗ/Запр», «ГЛСД/Запр», «Звук/Запр», «Закр/Запр», «ШАС/Запр», «СППЗ/Отказ», «РППЗ/Отказ», «Тест».

«QFE/QNH» – включением данной кнопки-табло осуществляется задание системы отсчета барометрической высоты. При первом включении активна система QFE.

«РППЗ/Запр» – ее включением осуществляется запрещение речевой и визуальной сигнализации режимов раннего предупреждения РППЗ и ПВС, и выдачи изображения от ТТА-124 на индикатор МФИ.

«ГЛСД/Запр» – ее включением осуществляется запрещение звуковой сигнализации режима 5 (СППЗ). Запрет возможен только на высотах менее 300 м. Запрет автоматически снимается при наборе высоты более 300 м или при изменении посадочной конфигурации ВС (шасси, закрылки убираются).

«Звук/Запр» – включение данной кнопки-табло запрещает всю звуковую сигнализацию ТТА-124.

Через 60 с после активизации запрета должны включиться (загореться) кнопки-табло «СППЗ/Отказ», «РППЗ/Отказ».

«Закр/Запр» – включается запрещение использования реального положения закрылков на ВС.

«Шас/Запр» – при активизации полагается, что шасси находится в посадочном положении. При включении кнопки-табло, т.е. запрета, на кнопке загорается надпись «Запр» над постоянно горящей надписью «Шас».

«СППЗ/Отказ» – загорается при отсутствии любого из следующих параметров: $H_{ист}$, $H_{бар}$, $H_{уб}$, числа М (от комплекса ИК ВСП), сигнализирует отказ режимов СППЗ с первого по шестой.

«РППЗ/Отказ» – сигнализирует отказ режимов раннего предупреждения РППЗ и ПСВ. Надпись на кнопке загорается, если активизирован переключатель «РППЗ/Запр» или невозможно определение любого из следующих параметров: φ_c , λ_c , W , $V_{уб}$, ПУ, ортометрической высоты ВС, отсутствия базы данных (БД).

«Тест» – используется для запуска теста ВСК в режиме периодического контроля. Запуск возможен только на земле.

Регулировка яркости надписей, высвечиваемых на кнопках, осуществляется ручкой «Ярк.». Под кнопками-табло расположена крышка «БД». После открытия крышки становится доступным устройство считывания информации с Flash-карты. На Flash-карте хранится информация цифровой модели рельефа и аэронавигационная база данных (координаты торцов ВПП, ПМПУ посадки и т.д.). Flash-карта является комплектом сменных частей вычислителя.

Система СРППЗ работает со своей базой данных. Программное обеспечение обновляется через 28 дней, кроме того, через шесть месяцев обновляются данные рельефа местности. Для определения этапов полета и включения режимов работы системы на вход СРППЗ подаются следующие сигналы:

- отклонения от равносигнальных зон курса и глиссады от аппаратуры «Курс-МП-70»;
- ПМПУ (посадочный магнитный путевой угол), установленный на приборе ПНП-72-16;

- истинной высоты $H_{ист}$ от радиовысотомера № 1;
- высотно-скоростных параметров полета, определяемые комплексом ИК ВСП ($H_{отн}$, $V_{ист}$, $V_{уби}$ и т.д.);
- местонахождения ВС и навигационные параметры полета от бортовых или спутниковых навигационных систем;
- разовые команды, определяющие конфигурацию ВС, положение закрылков и шасси.

Сигналы с датчиков входной информации анализируются в вычислителе СРППЗ и рассчитывается вектор безопасного движения ВС. При поступлении входных сигналов, соответствующих опасным ситуациям полета, в вычислителе формируются сигналы об опасности. Сигналы поступают в систему аварийной сигнализации САС-4, систему СПУ, TCAS, на индикатор МФИ и в бортовой регистратор. Система СРППЗ выдает речевую и световую информацию в зависимости от полетной ситуации (табл. 2).

Таблица 2

№ п/п	Речевое предупреждение	Световая сигнализация	Режимы
1	«Тяни вверх»	<div style="text-align: center;"> <div style="border: 1px solid black; width: 60px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ЗЕМЛЯ</div> <div style="border: 1px solid black; width: 120px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ОПАСНО –ЗЕМЛЯ</div> </div>	1 (А)
2	«Земля. Тяни вверх»	<div style="text-align: center;"> <div style="border: 1px solid black; width: 60px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ЗЕМЛЯ</div> <div style="border: 1px solid black; width: 120px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ОПАСНО –ЗЕМЛЯ</div> </div>	2 (А)
3	«Земля. Земля. Тяни вверх»	<div style="text-align: center;"> <div style="border: 1px solid black; width: 60px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ЗЕМЛЯ</div> <div style="border: 1px solid black; width: 120px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ОПАСНО –ЗЕМЛЯ</div> </div>	7.1 (А)
4	«Препятствие. Препятствие. Тяни вверх»	<div style="text-align: center;"> <div style="border: 1px solid black; width: 60px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ЗЕМЛЯ</div> <div style="border: 1px solid black; width: 120px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ОПАСНО –ЗЕМЛЯ</div> </div>	7.2 (А)
5	«Впереди земля. Тяни вверх»	<div style="text-align: center;"> <div style="border: 1px solid black; width: 60px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ЗЕМЛЯ</div> <div style="border: 1px solid black; width: 120px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ОПАСНО –ЗЕМЛЯ</div> </div>	7.3 (А)
6	«Впереди препятствие. Тяни вверх»	<div style="text-align: center;"> <div style="border: 1px solid black; width: 60px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ЗЕМЛЯ</div> <div style="border: 1px solid black; width: 120px; height: 20px; margin: 0 auto; display: inline-block;">ОПАСНО –ЗЕМЛЯ</div> </div>	7.4 (А)

Окончание табл. 2

№ п/п	Речевое предупреждение	Световая сигнализация	Режимы
7	«Земля»	ЗЕМЛЯ	2.1, 2.2 (П)
8	«Внимание. Земля. Внимание. Земля»	ЗЕМЛЯ	7.1 (П)
9	«Внимание. Препятствие»	ЗЕМЛЯ	7.2 (П)
10	«Минимум»		9.2
11	«Внимание. Впереди земля»	ЗЕМЛЯ	7.3 (П)
12	«Внимание. Впереди препятствие»	ЗЕМЛЯ	7.4 (П)
13	«Низко. Земля»	ЗЕМЛЯ	8.1, 8.2, 4.1, 4.2
14	«Сто пятьдесят»		9.1
15	«Низко. Шасси»	ЗЕМЛЯ	4.1 (П)
16	«Низко. Закрылки»	ЗЕМЛЯ	4.2 (П)
17	«Проверь высоту.» Только при QFE	ЗЕМЛЯ	6 (П)
18	«Опасный спуск»	ЗЕМЛЯ	1 (П)
19	«Не снижайся»	ЗЕМЛЯ	3.1, 3.2 (П)
20	«Глиссада»	ЗЕМЛЯ	5 (П)
21-32	300, 200, 100, 80, 60, 50, 40, 35, 30, 20, 5, 0		9.3

Формируемое сообщение упорядочено в соответствии с приоритетностью их выдачи. Перед предупреждающей и аварийной сигнализацией режимов 1 – 4 выдается звуковой сигнал «ВУУП – ВУУП» переменной тональности и громкости.

Команда «Минимум» выдается при пересечении ВС с выпущенными шасси выбранной высоты принятия решения. На МФИ выбирается масштаб изображения (4, 12, 20, 40, 100, 200, 400, 600 км). При срабатывании сигнализации ТТА-124 происходит автоматическое изменение масштаба

изображения. Наиболее наглядно изображаются участки ПП, вызвавшие включение сигнализации. Функции автоматического масштабирования срабатывают только один раз за одну сигнализацию.

Использование системы СРППЗ

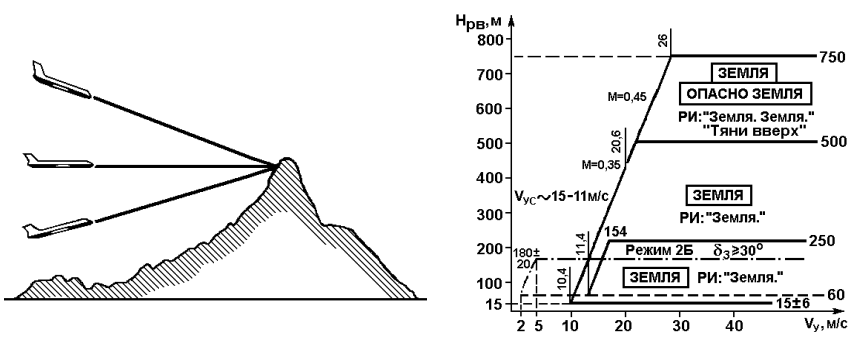
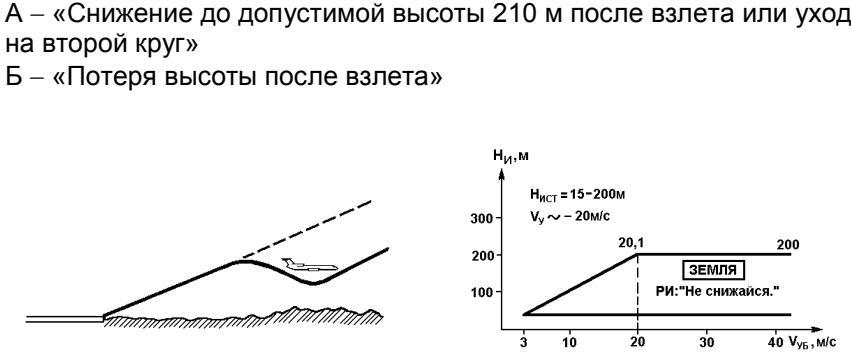
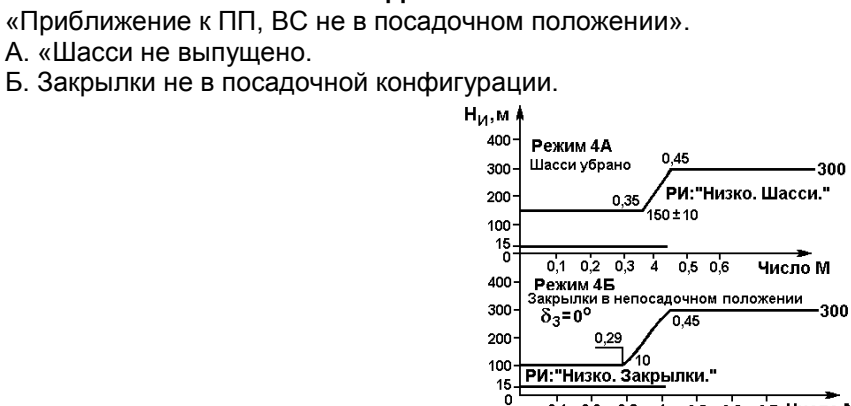
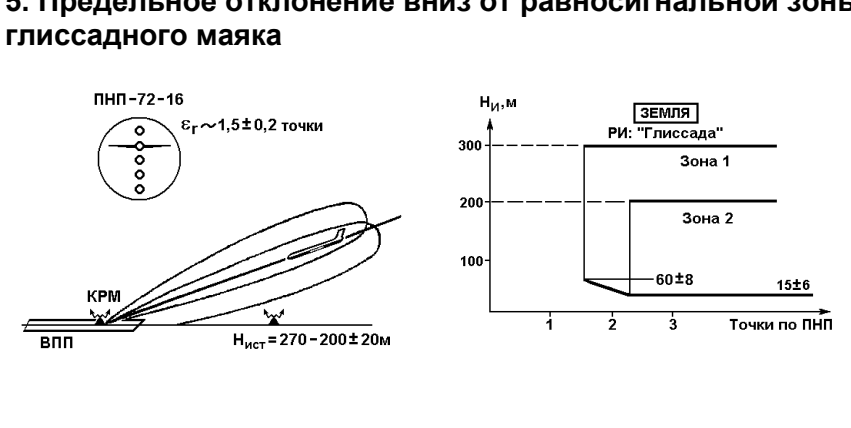
Система СРППЗ включается после включения и готовности к работе систем: А-826, А-821, «Курс-МП-70», РВ №1 (А-034), ИК ВСП-1-7Ф-1, «Абрис», МФИ, СПУ, АИСУ, сигнализация ПК, шасси и закрылков.

1. На верхнем пульте пилотов включите выключатель «СРППЗ».
2. На индикаторе блока ТТА-124 примерно через 10 с должны подсвечиваться надписи: «QFE», «РППЗ», «ГЛСД», «Звук», «Закрл.», «Шас.», «Тест» и погаснуть светосигнализаторы «СРППЗ – отказ».
3. Отрегулируйте яркость надписей ручкой «Ярк.».
4. На индикаторе МФИ должно появиться изображение подстилающей поверхности, но отсутствовать надпись желтого цвета «БД» и предупреждающая аварийная сигнализация, не должны подсвечивать надписи отказов и запретов.
5. В полете при срабатывании сигнализации действовать согласно рекомендациям, приведенным в табл. 3.

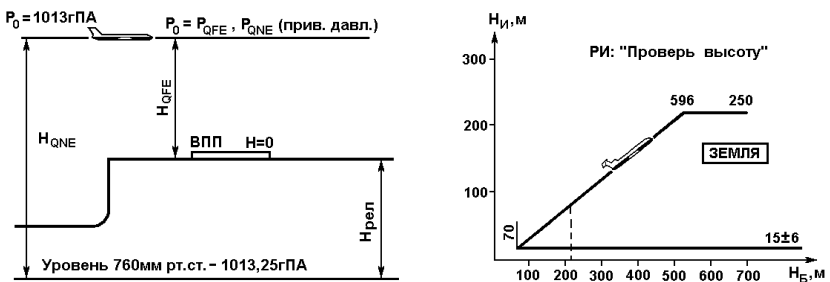
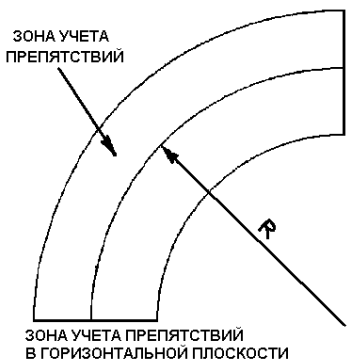
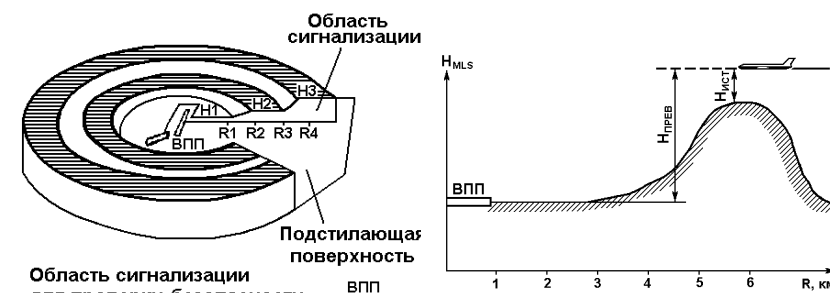
Таблица 3

Режимы опасных ситуаций полета	Действия экипажа
<p>1. Чрезмерная скорость снижения</p> 	<p>Уменьшить вертикальную скорость снижения ВС до прекращения сигнализации «Земля», «Опасно. Земля»</p>

Продолжение табл. 3

Режимы опасных ситуаций полета	Действия экипажа
<p>2. Опасная скорость сближения с ПП</p>  <p>The diagram shows three aircraft at different altitudes approaching a terrain profile. The graph plots height $H_{рв}, м$ (0 to 800) against velocity $V_y, м/с$ (2 to 40). Key points include $V_{ус} \sim 15-11 м/с$, $M=0,45$, and $M=0,35$. Warning levels are marked: 'ЗЕМЛЯ' (Ground), 'ОПАСНО ЗЕМЛЯ' (Dangerous Ground), and 'РЕЖИМ 2Б $\delta_3 \ge 30^\circ$' (Mode 2B $\delta_3 \ge 30^\circ$). Radio messages (РИ) include 'Земля, Земля, Тяни вверх', 'Земля', and 'Земля'.</p>	<p>1. Отключите САУЗ-400 2. Установите двигателям взлетный режим или номинальный при $H > 3000 м$ с одновременным энергичным переводом ВС в набор высоты, не превышая ограничений по α и γ до прекращения сигнализации СРППЗ. Контролируйте положение ВС по МФИ, ВР, РВ, баровысотомерам</p>
<p>3. Режимы этапа взлета: А – «Снижение до допустимой высоты 210 м после взлета или ухода на второй круг» Б – «Потеря высоты после взлета»</p>  <p>The diagram shows an aircraft climbing and then losing altitude. The graph plots height $H_{и}, м$ (0 to 300) against velocity $V_{в}, м/с$ (3 to 40). Key points include $H_{ист} = 15-200 м$ and $V_y \sim 20 м/с$. A warning level is marked: 'ЗЕМЛЯ' (Ground) with the radio message 'Не снижайся.' (Do not descend).</p>	<p>Перевести ВС в режим набора высоты. При $V_y > 0 \pm 0,2 м/с$ сигнализация выключается.</p>
<p>4. Режимы полета и посадки. «Приближение к ПП, ВС не в посадочном положении». А. «Шасси не выпущено». Б. Закрылки не в посадочной конфигурации.</p>  <p>Two graphs show stall warnings. The first graph (Режим 4А) shows height $H_{и}, м$ (0 to 400) vs Mach number (0 to 0,6) for 'Шасси убрано' (Gear up), with a warning level at 150 ± 10 m and radio message 'Низко, Шасси.' (Low, Gear). The second graph (Режим 4Б) shows height $H_{и}, м$ (0 to 400) vs Mach number (0 to 0,7) for 'Закрылки в непосадочном положении' (Flaps in non-landing position), with a warning level at 100 m and radio message 'Низко, Закрылки.' (Low, Flaps).</p>	<p>Переведите ВС в набор высоты до выключения сигнализации. При снижении по глиссаде на высотах менее $150 \pm 10 м$ с убраными шасси или на высотах менее $100 \pm 10 м$ с невыпущенными закрылками выполните уход на второй круг.</p>
<p>5. Предельное отклонение вниз от равноточной зоны глиссадного маяка</p>  <p>The diagram shows a glide slope beacon (ПНП-72-16) with a tolerance of $\epsilon_r \sim 1,5 \pm 0,2$ points. The graph plots height $H_{и}, м$ (0 to 300) against 'Точки по ПНП' (Points on PNP) (1 to 3). Key points include $H_{ист} = 270 - 200 \pm 20 м$, warning levels at 60 ± 8 m and 15 ± 6 m, and radio messages 'Земля' (Ground) and 'Глиссада' (Glide slope).</p>	<p>При заходе на посадку в режиме АЗП, ДЗП на высотах $H_{ист} \leq 150 м$ при отклонении от глиссады, превышающем значение $1,5 \pm 0,2$ точки по шкале ПНП. Выполните уход на второй круг. Если экипаж принял решение о неиспользовании сигнализации, то при поступлении команды «Глиссада» на высотах $270-200 \pm 20 м$ нажмите и отпустите кнопку на МФИ «ГЛСД/Запр». При этом РИ «Глиссада» блокируется, а с $H \leq 200 м$ восстанавливается.</p>

Окончание табл. 3

Режимы опасных ситуаций полета	Действия экипажа
<p>6. Проверка относительной барометрической высоты при использовании системы QFE</p> 	<p>Уточните высоту полета по указателю радиовысотомера; убедитесь, что на барометрических высотомерах УВ-75-15 установлено давление на уровне аэродрома QFE</p>
<p>7. Режим переднего и бокового обзора пространства – угроза Столкновения или недостаточная высота пролета над ПП (Режим FLTA – FORWARD LOOKING TERRAIN AWARENESS)</p>  <p>Рабочее пространство ВС ограничено:</p> <ul style="list-style-type: none"> – Расчетной дальностью по направлению полета ВС, зависящей от путевой скорости этапов полета; – Зоной учета препятствий по обе стороны от траектории полета, зависящей от точности навигационных систем и БД; – Расстоянием вниз, зависящим от этапа полета, вертикальной траектории, аэродинамических характеристик ВС. 	<p>Проконтролируйте положение ВС по МФИ, РВ, ВР баро высотомером. При необходимости установите двигателям взлетный режим, переведите ВС в набор высоты. Доложите УВД об изменении профиля полета</p>
<p>8. Предупреждение о недостаточной истинной высоте (предупреждение о преждевременном снижении (PDA – PREMATURE descent awareness))</p> 	<p>Переведите ВС в набор высоты до выключения сигнализации.</p>

1.6. Система питания барометрических приборов полным и статическим давлениями

Система обеспечивает подачу полного и статического давления к следующим приборам и блокам систем:

- указателям скорости числа М УСИМ-1 и КУС-730/1100-2;
- высотомерам ВМ-15 ПБ и ВМФ-50;
- модулю преобразования давления МПД системы «TCAS»;
- вариомерам ВР-30ПБ и ВР-75ПБ;
- комбинированным приборам ДА-30П;
- указателям «высоты» в кабине и перепада давления УВПД-20;
- блокам воздушных параметров БВП-400 из комплекта системы СВС1-72-1-400;
- корректорам-задатчикам высоты КЗВ-0-15;
- блокам бароинерциальной – вертикальной скорости БВВС-2М;
- вычислителю вертикальной скорости ВВС из комплекта системы ССОС;
- датчику приборной скорости ДПСМ-2 и датчику высоты повышенной точности из комплекта бортового регистратора «Тестер-М»;
- самописцу КЗ-63.

В состав системы входят:

1. ПВД-7Г – приемник воздушного давления (4 шт.). Установлены по 2 шт. снаружи на обшивке фюзеляжа на левом и правом бортах ВС, шп. № 28-29.

2. Резервный статический приемник (2 шт.). Установлены по обоим бортам ВС шп. № 30-31, образуют резервную магистраль статического давления $S7p$ и подключены к кранам статического давления левого и правого пилотов. Под приемниками имеются трафареты: на левом борту –

«Резерв. статика летчиков, самописец», на правом борту – «Резерв. статика летчиков».

3. Кран «Статика» (2 шт.).

4. Кран «Динамика» (2 шт.).

Краны расположены по два на передних горизонтальных панелях боковых пультов пилотов и предназначены для переключения питания приборов с основных приемников на резервные. Краны «Статика» имеют дополнительное положение «Продувка – основн. – резерв» для продувки избыточным давлением кабины магистралей соответственно С1 – С7р, С2 – С7р. Краны «Динамика» не имеют каналов для продувки.

5. Влаagoотстойники (31 шт.) предназначены для предохранения трубопроводов от попадания влаги и установлены в магистральных полного и статического давлений.

6. Система трубопроводов и гибких дюритовых шлангов. Трубопроводы выполнены из алюминия. Трубопровод системы полного давления имеет сечения 6×1 мм и окрашен в черный цвет, трубопровод системы статического давления – сечение 8×1 мм, окрашен в белый цвет. В местах подвода давления непосредственно к приборам применяются гибкие резиновые шланги с внутренним диаметром 4 мм. Монтаж трубопровода магистралей выполнен с уклоном, обеспечивающим слив конденсата в отстойники.

Приемники ПВД-7Г предназначены для восприятия в полете статического (атмосферного) давления воздуха и полного давления встречного потока воздуха, образующегося при движении ВС. Основной частью приемника ПВД-7Г является трубка, заканчивающаяся отверстием диаметром 7 мм и воспринимающая полный напор. Для восприятия статического давления приемник имеет три отдельные группы отверстий по 10 отверстий в группе, диаметр каждого отверстия – 1 мм.

Подача полного и статического давлений производится по четырем трубопроводам, которые заканчиваются штуцерами с маркировкой «П» (полное давление), «С1», «С2», «С3» (статическое давление).

В носовой части приемника имеется четыре дренажных отверстия для слива воды из камеры полного давления.

Для защиты приемника от обледенения в трубке установлены обогреватели. Трубка с обогревателями помещена в корпус обтекаемой формы. Конструкция приемника неразъемная и замена электрообогревателей невозможна. Каждый приемник ПВД-7Г установлен в кронштейне обтекаемой формы с фланцами для крепления к обшивке ВС. Для защиты передней части кронштейна от обледенения используется электрообогрев и внутренний наддув горячим воздухом. На наружной стороне фюзеляжа рядом с ПВД-7Г имеются трафареты: на левом борту «ПВД-7Г», «Д1», «С1 – Лев. летчик»; «С2 – Прав. летчик», «С3 – Бортинженер, штурман»; «Д3», «С4, С5, С6 – ИК ВСП», «С6 – Самописец»; на правом борту: «ПВД-7Г», «Д2», «С1 – Лев. летчик», «С2 – Прав. летчик», «С3 – Бортинженер, штурман», «Д4», «С4, С5, С6 – ИК ВСП», «С6 – Самописец».

Статические камеры приемников ПВД-7Г на левом и правом бортах попарно закольцованы и образуют шесть автономных магистралей статических давлений: С1, С2, С3, С4, С5, С6. Такая система соединения позволяет выравнивать статическое давление при полете с боковым сносом и эволюциях ВС. На случай неисправности статических камер С1 и С2 приемников ПВД-7Г, питающих приборы командира ВС и 2-го пилота, имеется возможность переключиться на резервную статическую магистраль С7р. При закупорке статических магистралей С1 и С2 или резервных приемников магистрали С7р можно произвести их продувку, установив краны статического давления в положение «Продувка основн.» или «Продувка резервн.».

Полное давление $P_{\text{пол.}}$ подается (рис. 1.11):

- от ПВД-7Г левого нижнего (камера Д1) на УСИМ-7 командира ВС;

- от ПВД-7Г правого нижнего (камеры Д2) на УСИМ-7 2-го пилота, блок БВП № 2 (указатель УМС-1 ПБ 2-го пилота) ДПСМ-2;
- от ПВД-7Г левого верхнего (камера Д3) на КУС 730/1100-2 бортинженера, блок БВП № 3 (указатель УМС-1 ПБ штурмана), КЗ-63;
- от ПВД-7Г правого верхнего (камера Д4) на КУС 730/1100-2 штурмана, блок БВП № 1 (указатель УМС-1 ПБ командира ВС). Камера полного давления Д4 является резервной для приборов командира ВС, а камера Д3 – резервной для приборов 2-го пилота.

При установке кранов «Динамика: осн. – резерв», расположенных на левом (правом) боковых пультах пилотов в положение «Резерв» приборы командира ВС (2-го пилота) подключаются к магистрали ПВД-7Г правого верхнего (левого верхнего).

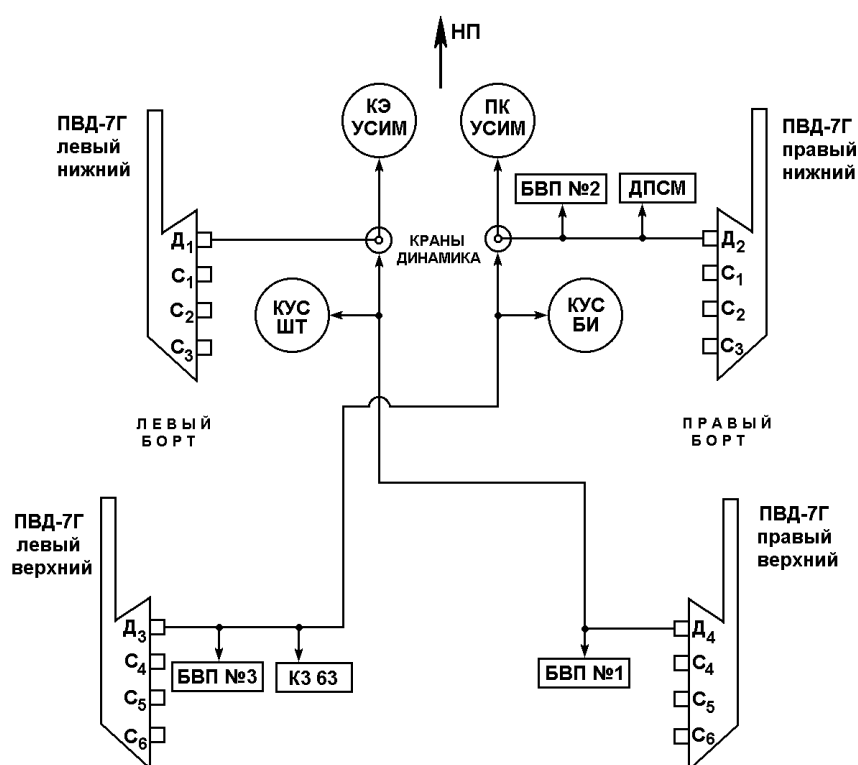


Рис. 1.11. Система питания барометрических приборов полным давлением

Статическое давление от шести автономных магистралей С1...С6 подается к приборам и блокам (рис. 1.12):

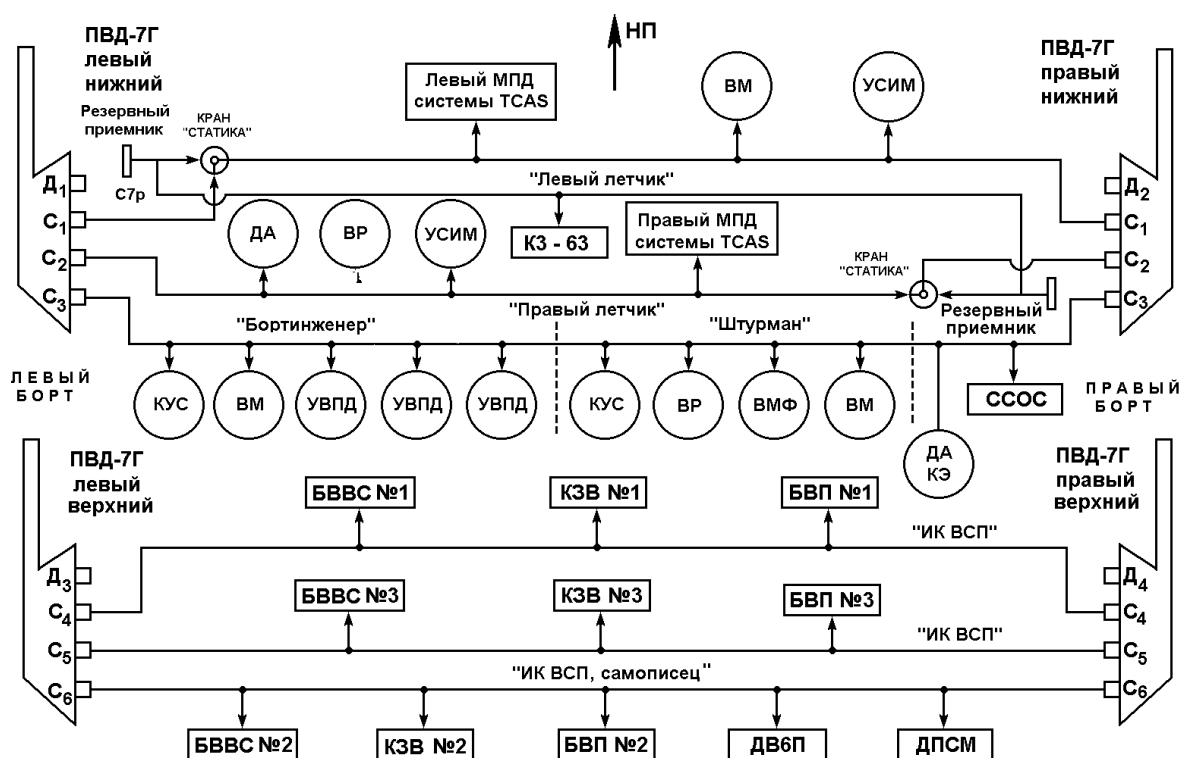


Рис. 1.12. Система питания барометрических приборов статическим давлением

Магистраль С1 – приборы командира ВС: УСИМ – 7, ВМ – 15 ПБ, левый модуль преобразования давления МПД системы TCAS;

Магистраль С2 – приборы 2-го пилота: УСИМ-7, ДА-30П, ВР-75МПБ, правый МПД системы TCAS;

Магистраль С3 – прибор командира ВС – ДА-30П, штурмана: КУС 730/1100-2, ВМ-15ПБ, ВМФ-50, ВР-30М, старшего бортинженера: КУС730/1100-2, ВМ-15ПБ, три УВПД-20, блок ВВС из системы ССОС;

Магистраль С4 – блок БВП № 1 (указатель УВ-75-15ПБ, УМС-1 командира ВС), БВВС № 1, КЗВ-0-15 № 1;

Магистраль С5 – блоку БВП № 3 (УВ-75-15 ПБ 2-го пилота, УМС-1 штурмана), БВВС № 3, КЗВ-0-15 № 3;

Магистраль С6 – блок БВП № 2 (УВ-75-15Ф ПБГ, УМС-1-2П) БВВС №2, КЗВ – 0-15 № 2 ДВБП, ДПСМ;

Магистраль С7р – резервная, к ней подключен самописец КЗ-63.

При установке крана «Статика: Основ. – Резерв. – Продувка осн. – Резерв», расположенного на левом (правом) боковых пультах пилотов,

в положение «Резерв» приборы командира ВС (2-го пилота) подключаются к резервной магистрали статического давления С7р.

Продувка магистралей С1 и С2 производится за счет избыточного давления в кабине при установке крана «Статика» в положение «Продувка осн.», а линии С7р – в положение «Продувка резерв». Запрещается в полете пользоваться кранами «Статика» ПК (на правом пульте), т.к. при одновременном включении кранов на «Резерв» происходит отсоединение приборов командира ВС и 2-го пилота от основных и резервных магистралей.

1.7. Система обогрева приемников и кронштейнов ПВД-7Г (рис. 1.13)

Электрообогрев приемников ПВД-7Г производится от сети постоянного тока напряжением 27 В двумя нагревательными элементами.

Электропитание для элементов обогрева левого (правого) ПВД-7Г подается соответственно от левого (правого) РУ 27 В. Обогрев ПВД командира ВС от левого РУ 27 В в полете на время запуска ВСУ автоматически отключается.

Схема управления обогревом ПВД обеспечивает:

- раздельное ручное включение обогрева ПВД;
- сигнализацию отключения обогрева ПВД по положению переключателя обогрева;
- сигнализацию о перегреве ПВД при включении обогрева на земле без обдува на время более 2 мин.

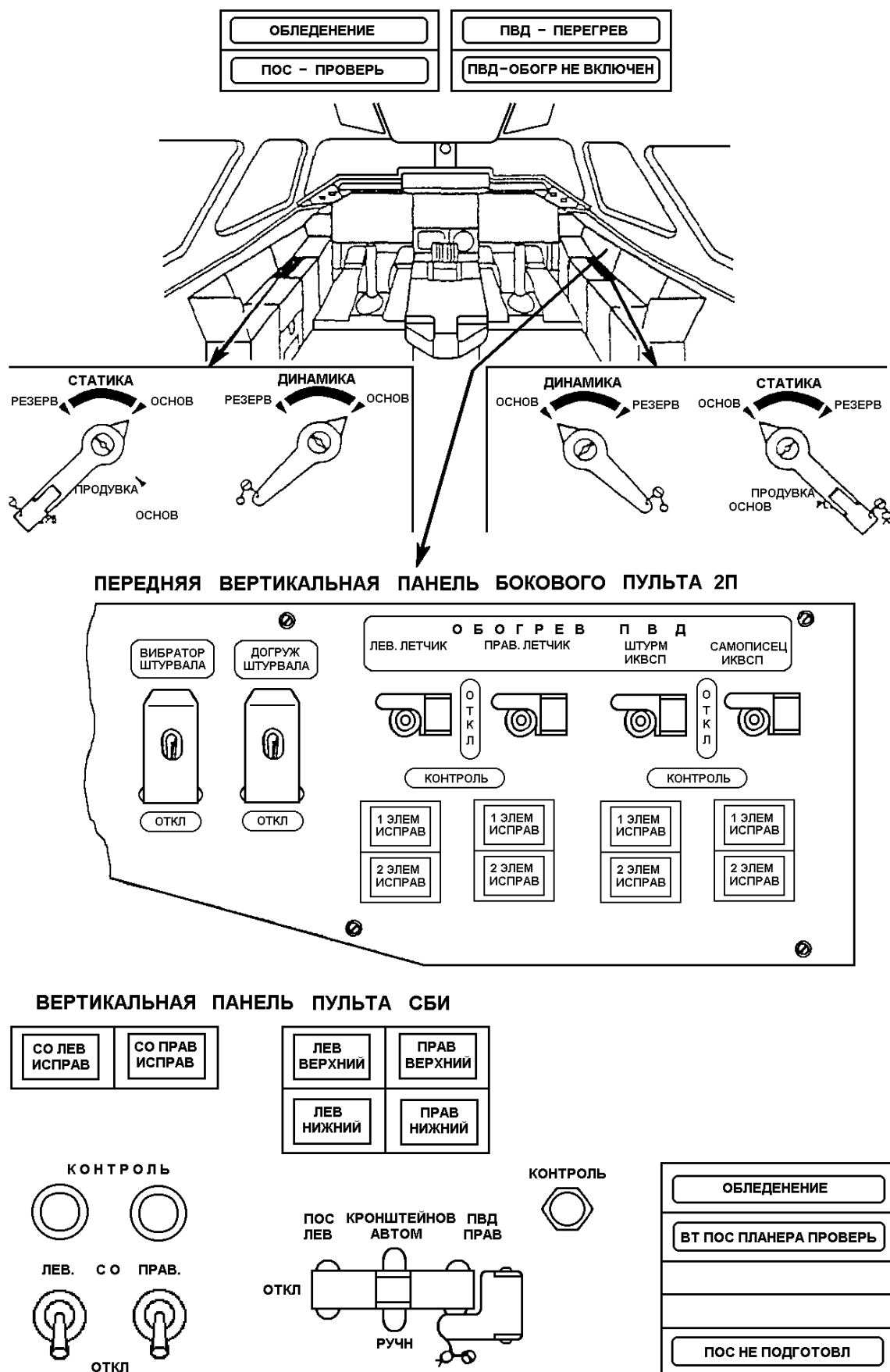


Рис. 1.13. Система контроля и сигнализации обогрева ПВД-7Г

На правом боковом пульте пилотов установлены четыре переключателя на три положения «Обогрев ПВД – Откл – Контроль». При включенных АЗК и наличии электропитания напряжением 27 В при отключенном обогреве ПВД, т.е. переключатель «Обогрев ПВД» в положении «Откл» или «Контроль», горит светосигнализатор «ПВД – обогрев не включен» на верхнем пульте пилотов, и мигает ЦСО. При установке переключателей во включенное положение, светосигнализатор «ПВД-обогрев не включен» гаснет, и элементы обогрева ПВД начинают нагреваться. При этом, если амортистойка первого ряда основной опоры шасси обжата, то через концевые выключатели блока микровыключателей БМД-703 напряжение 27 В поступает на временное программное устройство УВПМ1 122 – реле времени, которое через 120 ± 10 с срабатывает, загорается светосигнализатор «ПВД-перегрев» на верхнем пульте пилотов, и мигает ЦСО. Для проверки исправности электрообогрева ПВД установите переключатели «Обогрев ПВД»:

- в положение «Контроль». Должны загореться 8 зеленых светосигнализаторов «1 элем. исправ.», «2 элем. исправ.»;
- в положение «Откл.» – 8 светосигнализаторов гаснут, а светосигнализатор «ПВД обогрев не включен» загорается, и мигает ЦСО.

Противообледенительная система (ПОС) кронштейнов ПВД подразделяется на воздушно-тепловую и электротепловую. Воздушно-тепловой обогрев осуществляется горячим воздухом трубки статики и динамики внутри кронштейна. Воздух подается из системы подготовки воздуха (СПВ) с момента ее включения и работает непрерывно до выключения СПВ (СКВ). Воздух поступает во внутреннюю полость кронштейна и выходит через 4 отверстия в грузовую кабину. Для ограничения температуры подаваемого воздуха до 100° в трубопроводе отвода воздуха установлена дроссельная шайба с отверстием $d = 4$ мм (под полом верхней палубы на левом борту ВС шп. № 43).

Электрообогрев носков кронштейнов ПВД-7Г подключается дополнительно к воздушному обогреву. Включение осуществляется вручную или автоматически в зависимости от положения сдвоенного переключателя «ПОС кронштейнов ПВД: Ручн – Откл – Автом», установленного на верхней панели пульта старшего бортинженера. Ручное включение – при установке этого переключателя в положение «Ручн». Автоматическое включение – при установке переключателя в положение «Автом.» и поступлении сигнала об обледенении ВС от левого или правого сигнализатора обледенения. При снятии сигнала обледенения электрообогрев автоматически отключается.

Электропитание:

- постоянный ток напряжением 27 В используется для цепей управления и сигнализации;

- переменный ток напряжением 115 В частотой 400 Гц через трансформатор напряжением 200/115 В для цепей обогрева.

Элементы коммутации, управления и сигнализации установлены в левом и правом РК обогрева кронштейнов ПВД у шп. № 31.

Для проверки исправности электрообогрева кронштейнов ПВД-7Г необходимо:

- подать на бортсеть напряжение 200/115 В частотой 400 Гц и напряжение 27 В. Загорается светосигнализатор «ПОС не подготовл.» на верхней панели пульта СБИ, и мигает ЦСО;

- включить выключатель «СО_{лев}» и «СО_{прав}»;

- переключатель «ПОС кронштейнов ПВД» установить в положение «Автомат»;

- нажать и удерживать кнопку «Контроль» ПОС кронштейнов ПВД, и на 2 с нажать кнопку «Контроль» СО. Загораются светосигнализаторы «Обледенение», расположенные на верхней панели пульта пилотов и СБИ, светосигнализаторы «Лев. нижний», «Лев. верхний», «Прав. нижний», «Прав. верхний». Через 8 ± 2 с светосигнализаторы гаснут, т.к. снимается сигнал обледенения;

- кнопки «Контроль» отпустить;
- переключатель «ПОС кронштейнов ПВД» установить в положение «Ручн.», нажать и удерживать кнопку «Контроль» ПОС кронштейнов ПВД, загорятся светосигнализаторы «Лев. нижний», «Лев. верхний», «Прав. нижний», «Прав. верхний»; переключатель «ПОС кронштейнов ПВД» установить в положение «Откл.» – светосигнализаторы гаснут, отпустить кнопку «Контроль».

При отпущенной кнопке «Контроль» переключатель «ПОС кронштейнов ПВД» разрешается устанавливать в положение «Ручн.» на время не более 40 с во избежание перегрева.

Перед полетом за 1,5 мин до начала разбега установить переключатель «Обогрев ПВД» в верхнее положение, а «ПОС кронштейнов ПВД» в положение «Автом.».

В полете проверку исправности обогрева ПВД выполнять через каждый час полета. Если при проверке светосигнализатор «ПВД обогрев не включен» не загорается, то кран «Статика» на левом боковом пульте установить в положение «Резерв».

1.8. Возможные неисправности комплекса ИК ВСП-1-7Ф в полете и рекомендации РЛЭ по действиям экипажа

1. Загорается светосигнализатор «ИК ВСП неисправн.» или «ИК ВСП – нет резерва», отказ двух из трех, одного из двух подканалов систем комплекса. Нажмите кнопку «ИК ВСП Сброс» («Сброс ИКВСП»). Если светосигнализаторы не погасли, определить отказавшую систему по выпавшим бленкерам, сигнальным флажкам отказов на указателях. Пилотируйте ВС по исправным приборам, которые дублируют информацию отказавшего канала.

2. Загорелся светосигнализатор «ИК ВСП – отказ Стаб. Н.», или «ИК ВСП – отказ Стаб $V_{\text{приб.}}$ », или «ИК ВСП – отказ Стаб. М.» – отказ канала стабилизации высоты, скорости или числа М. Нажмите кнопку «ИК ВСП Сброс» («Сброс ИК ВСП»). Если светосигнализатор не погас, используйте исправные режимы САУЗ-400 или перейдите на ручное управление продольным каналом.

3. Загорелся светосигнализатор «ДАУ № 1, ДАУ № 4 рассоглас.» («ДАУ № 2 и ДАУ № 3 рассоглас»), т.е. рассогласование симметрично расположенных по бортам ВС датчиков ДАУ более чем на $5 \pm 1^\circ$. Рекомендуется показаниями УАП-5-5 левого (правого) не пользоваться до погасания светосигнализатора.

4. Загорелся светосигнализатор «Сигн. огр. скорости – отказ». Бортинженеру нажать кнопку «ИК ВСП-Сброс» («Сброс ИК ВСП»). Если светосигнализатор не погас, сообщить командиру ВС и 2-му пилоту о необходимости усиления контроля за скоростями, индицируемыми на УСИМ-1-7.

5. Выпал бленкер отказа на левом УВ-75-15ПБ. Получите подтверждение об исправной работе канала высоты от службы УВД. Используйте показания относительной высоты на футомере УВ-75-15Ф-ПБГ, ВМ-15ПБ командира ВС, УВ-75-15ПБ 2-го пилота, высотомерах штурмана ВМ-15ПБ и ВМФ-50. Усиьте контроль за выдерживанием высоты эшелона.

6. Выпал бленкер отказа на УВ-75-15Ф-ПБГ. Появилось рассогласование показаний УВ-П радиста с показаниями левого и правого УВ-75-15ПБ. При выполнении полета по эшелонам ИКАО:

- выше эшелона перехода используйте индикацию относительной высоты на левом и правом УВ-75-15ПБ, левом ВМ-15ПБ, ВМ-15ПБ и ВМФ-50 штурмана;

- ниже эшелона перехода установите на левом УВ-75-15ПБ давление QNH и используйте индикацию высоты на левом УВ-75-15ПБ и

ВМФ-50 штурмана. Перед входом в глиссаду установите на левом УВ-75-15ПБ давление QFE.

7. Появилось расхождение показаний левого (правого) УВ-75-15ПБ с показаниями правого (левого) УВ-75-15ПБ, левого ВМ-15ПБ и ВМ-15ПБ штурмана. Сравнением показаний относительной высоты на левом УВ-75-15ПБ, правом УВ-75-15ПБ, левом ВМ-15ПБ и ВМ-15ПБ штурмана определите отказавший высотомер. Используйте показания исправных высотомеров. В случае отказа левого ВМ-15ПБ установите кран «Статика» командира ВС в положение «Резерв». Если показания не восстановились, верните кран в исходное положение «Основ». Используйте показания исправных УВ-75-15ПБ и ВМ-15ПБ штурмана.

8. Появилось расхождение показаний УВ-75-15Ф-ПБГ с показаниями ВМФ-50 штурмана. При выполнении полета по эшелонам ИКАО:

- выше эшелона перехода сравнением показаний высотомеров определите отказавший прибор, используйте показания исправных приборов;
- ниже эшелона перехода установите на левом УВ-75-15ПБ давление QNH.

Сравнением показаний УВ-75-15Ф-ПБГ, левого УВ-75-15ПБ и ВМФ-50 штурмана определите отказавший высотомер. Используйте показания исправных высотомеров. Перед входом в глиссаду установите на левом УВ-75-15ПБ давление QFE.

9. Появилось расхождение показаний числа М на левом и правом УСИМ. Сравнением показаний числа М на левом (правом) УСИМ, УМС командира ВС, 2-го пилота и штурмана определите отказавший прибор. Используйте показания исправных приборов.

10. Появилось расхождение V_{np} на правом УСИМ с показаниями левого УСИМ, КУС штурмана, пульта ПЗС-1. Сравнением показаний V_{np} определите отказавший прибор. После определения отказавшего прибора УСИМ правого установите кран «Динамика» 2-го пилота в положение «Резерв».

Если показания прибора УСИМ правого не восстановились, верните кран «Динамика» в исходное положение «Основ», продолжайте полет по исправным приборам. Показаниями УСИМ правого не пользоваться.

11. Появилось расхождение показаний $\alpha_{тек}$ на левом и правом указателях УАП-5-5. Мигает светосигнализатор «Критич. Режим», сработал МТШ и догрузатель штурвала, что не соответствует режиму полета. Сравнением показаний углов атаки $\alpha_{тек}$ на левом и правом УАП с информацией по V_{np} на УСИМ, углу тангажа на ПКП и положением механизации крыла, определите отказавший указатель УАП. Пилотируйте ВС по исправному УАП, не допуская выхода ВС на $\alpha_{дон}$. Отключите МТШ и догрузатель штурвала.

12. В наборе высоты или снижении показания ВМ-15ПБ командира ВС не изменяются. На снижении показания УСИМ-1 КВС увеличиваются, а в наборе высоты – уменьшаются. Закупорка магистрали статического давления «Левый летчик» – командиру ВС рекомендуется:

1) кратковременно установите кран «Статика» в положение «Продувка основ.», затем верните его в положение «Основ.»;

2) если признаки неисправности сохранились, дайте команду проверить исправность обогревательных элементов ПВД с отключением обогрева ПВД с неисправными элементами;

3) если обогревательные элементы ПВД исправны, а признаки неисправности системы сохранились, переведите кран «Статика» в положение «Резерв»;

4) при необходимости выполните продувку системы кратковременной установкой крана в положение «Продувка Резерв»;

5) если признаки неисправности системы сохранились, верните кран «Статика» в положение «Основ».

Контролируйте высоту по УВ-75-15ПБ и УВ-75-15Ф-ПБГ командира ВС и 2-го пилота, ВМ-15ПБ и ВМФ-50 штурмана и бортинженера, скорость – по УСИМ-1-7, КУС-730/1100 штурмана и бортинженера;

вертикальную скорость – по индикаторам VSI/TRA, ВР-75ПБ, ДА-30П 2-го пилота, ВР-30ПБ штурмана (запросом показаний)

13. В наборе высоты или снижении показания на правом индикаторе VSI/TRA и ВР-75ПБ не изменяются. На снижении показания скорости УСИМ-1 2-го пилота увеличиваются, а в наборе высоты уменьшаются (закупорка основной магистрали статического давления «Прав. летчик»). Используйте информацию о вертикальной скорости по ДА-30П, левому индикатору VI/TRA и ВР-30ПБ штурмана; скорости – УСИМ-1 командира ВС, КУС-730/1100 штурмана и бортинженера (запросом показаний).

14. В горизонтальном полете при изменении положения РУД показания скорости по УСИМ-1 командира ВС не изменяются, но уменьшаются на снижении или увеличиваются в наборе высоты (закупорка основной магистрали полного давления Д1). Командиру ВС рекомендуется:

1) переведите кран «Динамика» из положения «Основ», в положение «Резерв»;

2) дайте команду проверить исправность обогревательных элементов ПВД с отключением обогрева ПВД с неисправными элементами;

3) если после переключения питания приборов полным давлением с основного приемника на резервный признаки неисправности системы сохранились, верните кран «Динамика» в положение «Основ». Контролируйте показания скорости по УСИМ-1 2-го пилота и КУС-730/1100 штурмана и бортинженера (запросом показаний).

15. В горизонтальном полете при изменении положения РУД показания УСИМ-1 2-го пилота не изменяются, но уменьшаются на снижении или увеличиваются в наборе (закупорка основной магистрали полного давления Д2). 2-му пилоту рекомендуется доложить командиру ВС и действовать согласно РЛЭ:

1) переведите кран «Динамика» из положения «Основ» в положение «Резерв»;

2) проверьте исправность обогревательных элементов с отключением обогрева ПВД с неисправными элементами.

Контролируйте показания скорости по УСИМ-1 командира ВС и КУС-730/1100 штурмана и бортинженера (запросом показаний).

16. В горизонтальном полете показания ВМ-15ПБ и УСИМ-1 КЭ уменьшаются, а V_y на левом индикаторе VSI/TRA фиксируют снижение (разгерметизация основной магистрали статического давления «Левый летчик»). Командиру ВС рекомендуется переключить кран «Статика» из положения «Основ.» в положение «Резерв». Если после переключения питания приборов статическим давлением с основного приемника на резервный признаки неисправности сохранились, верните кран «Статика» в положение «Основ.». Контролируйте высоту по УВ-75-15ПБ командира ВС и 2-го пилота, ВМ-15ПБ и ВМФ-50 штурмана и бортинженера; скорости по УСИМ-1 2-го пилота и КУС –730/1100 штурмана и бортинженера; вертикальную скорость – по индикаторам VSI/TRA, вариометру ВР-75ПБ ПК, вариометру ВР-30ПБ штурмана и бортинженера (запросом показаний).

17. В горизонтальном полете показания УСИМ-1 2-го пилота уменьшаются, а V_y на правом индикаторе VSI/TRA и ВР-75ПБ 2-го пилота фиксируют снижение (разгерметизация магистрали статического давления «Правый летчик»). Используйте информацию о вертикальной скорости по ДА-30П, левому индикатору VSI/TRA и ВР-30ПБ штурмана; скорости по УСИМ-1 командира ВС и КУС-730/1100 – штурмана и бортинженера (запросом показаний).

18. В установившемся режиме полета показания УСИМ-1 командира ВС уменьшаются (разгерметизация основной магистрали полного давления Д1). Командиру ВС рекомендуется перевести кран «Динамика» из положения «Основ.» в положение «Резерв.» Если, после переключения питания приборов полным давлением с основного приемника на резервный, признаки неисправности системы сохранились, верните кран «Динамика» в положение «Основ.».

1.9. Аппаратура оперативного контроля АОК-2

АОК-2 является бортовой системой наземного контроля и предназначена для:

- 1) автоматизированных наземных проверок ИКВСП, систем САЗ, СУУ, СТБ, СК_ш, составляющих пилотажный комплекс (ПК);
- 2) определения и индикации места отказа;
- 3) включения систем САЗ, СУУ, СТБ, СК_ш при проверках системы управления ВС после запуска двигателей.

При отрыве ВС от земли блокируется включение программ контроля.

Аппаратура АОК используется при подготовках к полетам и на регламентных работах наземным обслуживающим персоналом. На внебазовых аэродромах при отсутствии наземного персонала проверку с помощью АОК производит летный экипаж.

Состав АОК и размещение на ВС.

1. Ц-013 – авиационная вычислительная система в виде отдельного блока (1 шт.). Установлена на верхней палубе, на правом борту у шп. № 26.
2. БСК-3 – блок связи и контроля (1 шт.). Установлен на раме РМ-27, рядом с Ц-013.
3. ППО-5 – пульт предполетного обслуживания (1 шт.). Установлен на панели пульта предполетной проверки БИ, рядом с БАСК.

Пульт ППО-5 (рис. 1.14) обеспечивает:

- включение АОК и режимов работы АОК;
- индикацию номеров контролируемых и отказавших систем, блоков и связей;
- индикацию на табло пульта сигналов отказа пульта, готовность АОК, наличие отказа контролируемой системы, окончание цикла контроля и исправность пилотажного комплекса;

– выдачу в системы сигналов снятия памяти по четырем независимым цепям.

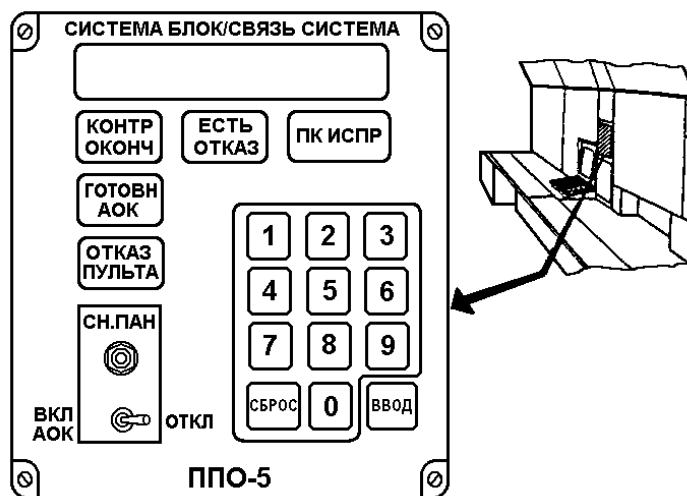


Рис. 1.14. Пульт ППО-5 системы АОК-2

Перед полетом: после запуска двигателя и включения электропитания бортовых сетей для снятия памяти об отказах и отключение табло, сигнализирующих о неисправностях в системах САЗ, СУУ, СТБ, СК_ш, включите на пульте ППО-5 выключатель «Вкл. АОК» и нажмите на 3-5 с кнопку «Сн. Пам.». Горящие табло должны погаснуть. Отключите выключатель «Вкл. АОК».

ГЛАВА 2

НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА А-826

2.1. Общие сведения

Система А-826 представляет собой трехканальную автономную инерциальную систему навигации, предназначена для определения и выдачи потребителям навигационной и пилотажной информации.

Система А-826 выполняет следующие функции:

- определяет и выдает сигналы крена и тангажа, сигнализацию предельных кренов;
- определяет и выдает сигналы курса: истинного, приведенного и гиромагнитного $\Psi_{ик}$, $\Psi_{пр}$, $\Psi_{гmk}$;
- определяет и выдает координаты местоположения ВС в географической и ортодромической системах координат (φ_c , λ_c , $S_{ост}$, $Z_{тек}$, ЗПУ).

Каждый из трех полностью идентичных каналов системы А-826 включает в себя инерциальную систему, систему формирования курса, блок обработки информации и контроля, блок коммутации, выпрямительное устройство ВУ-3Б. Управление всеми тремя каналами системы А-826 производится с пультов ПУР-5 и ПУИШ.

Работа инерциальной системы базируется на измерении высокочувствительными акселерометрами ускорений ВС вдоль осей гиросtabilизированной платформы с их последующим интегрированием в собственном цифровом вычислительном устройстве. Гироплатформа стабилизируется

по трем осям (курсу, крену, тангажу) двумя трехстепенными поплавковыми гироскопами.

Формирование приведенного $\Psi_{пр}$ и гиромагнитного $\Psi_{эмк}$ курса производится в СФК при работе ее в одном из трех режимов: внешней коррекции («ВК»), магнитной коррекции («МК») и заданного курса («ЗК»).

В зависимости от режимов работы СФК приведенный курс автоматически корректируется по ИК, МК или ЗК ВС при пролете ППМ.

Основные пилотажные и навигационные параметры, определяемые системой, индицируются на командно-пилотажных приборах ПКП, навигационно-плановых приборах ПНП, радиомагнитных индикаторах РМИ, а также на цифровых индикаторах пультов управления и индикации штурмана (ПУИШ) и пилотов (ПУИП) из состава системы А-821. Сигналы об отказе инерциальной системы и о достижении ВС предельных значений угла крена индицируются на светосигнальных табло системы аварийной сигнализации.

Система А-826 охвачена глубоким встроенным контролем, который включает в себя аппаратный и параметрический контроль. Аппаратный контроль осуществляется на уровне конструктивно сменных блоков, а параметрический контроль осуществляется в блоках обработки информации и контроля методом сравнения параметра данного канала с одноименными параметрами соседних каналов. Встроенный контроль включается автоматически и действует непрерывно.

При проверках системы на земле и при проведении регламентных работ может быть использован вспомогательный режим работы «Контроль», обеспечивающий автономную проверку системы без подключения контрольно-проверочной аппаратуры.

Система позволяет программировать географические координаты девяти пунктов маршрута. В этом случае в каждом из трех каналов системы, работающей в режиме «Навигация», формируется сигнал заданного угла крена $\gamma_{зад}$, который может быть использован в качестве резервного контура

для управления ВС в режиме автоматизированного полета по запрограммированному маршруту. Для подключения резервного контура управления к системе САУ-3-400, используется переключатель с положениями «ЗПУ-УВС-ИС1-ИС2-ИС3», установленный на правой приборной панели штурмана (табл. 4).

Таблица 4

**Перечень параметров, выдаваемых на пульт управления
и индикации штурмана (ПУИШ)**

Параметр	Диапазон	Дискретность
Широта φ_c	$\pm 90^\circ$	0,1 мин
Долгота λ_c	$\pm 180^\circ$	0,1 мин
Истинный курс $\Psi_{ик}$	0-359,9°	0,1°
Заданный путевой угол ЗПУ	0-359,9°	0,1°
Расстояние до ППМ S_c	9999,9 км	1 км
Боковое уклонение $Z_{ТЕК}$	0-3,999 км	0,1 км
Путевая скорость W	399,9 км/ч	1 км/ч
Угол сноса УС	0-39,9°	0,1°
$t_{ППМ}$ – оставшееся время полета до ППМ	0-399,9 мин	0,1 мин
T – время прибытия в очередной ППМ	0-24 ч	1 мин
U – скорость ветра	0-500 км/ч	1 км/ч
$\omega_1^B, \omega_2^B, \omega_3^B$ – балансирующие сигналы по осям гироскопа	0-2,5°/ч	0,001°/ч

Перечень параметров, выдаваемых на пульт управления и индикации пилотов (ПУИП):

$S_{ост}$ – расстояние до ППМ;

$Z_{тек}$ – боковое уклонение;

W – путевая скорость

Состав и краткая характеристика блоков системы А-826 (рис. 2.1)

1. И-21-1 – инерциальная система (3 компл.). В состав комплекта И-21-1 входит моноблок МБ-5 на монтажной раме РМ-23 с вентилятором.
2. БОИК-3 – блок обработки информации и контроля (3 шт.).
3. БК-27 – блок коммутации (3 шт.). Блоки БОИК-3 и БК-27 установлены на монтажной раме РА-5.

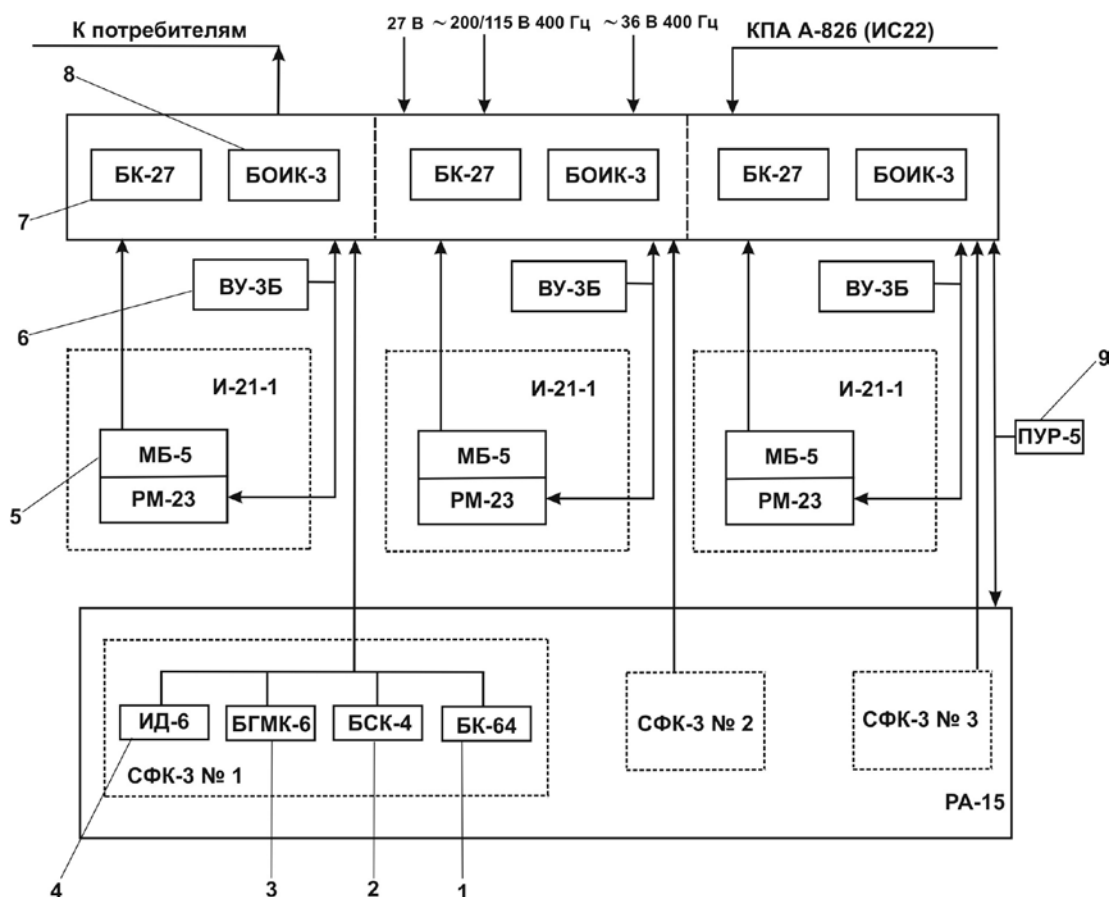


Рис. 2.1. Схема внешних соединений системы А-826:

1 – блок коммутации БК-64; 2 – блок согласования курса БСК-4; 3 – блок гироскопического курса БГМК-6; 4 – индукционный датчик ИД-6; 5 – моноблок МБ-5 на раме РМ-23; 6 – выпрямительное устройство ВУ-3Б; 7 – блок коммутации БК-27; 8 – блок отработки и контроля БОИК-3; 9 – пульт управления режимами ПУР-5

4. СФК-3 – система формирования курса (3 компл.).
5. ВУ-3Б – выпрямительное устройство (3 шт.). Размещены рядом с монтажными рамами.
6. ПУР-5 – пульт управления режимами (1 шт.). Размещен на приборной доске штурмана.

В состав комплекта системы СФК-1 входят:

- ИД-6 серия 1 – индукционный датчик, ИД-6 № 1 и № 3 размещены в левой, ИД-6 № 2 – в правой плоскости крыла;
- БСК-4 – блок синхронизации курса, БГМК-6 – блок гиромагнитного курса, БК-64 – блок коммутации.

Блоки БСК-4, БГМК-6, БК-64 установлены на монтажной раме РА-15-2.

Рама РМ-23, РА-5, РА-15-2 размещены в техническом отсеке верхней палубы, этажерка в районе шп. № 38-41

Моноблок МБ-5 является основным блоком инерциальной системы И-21-1, он обеспечивает определение и выдачу навигационных и пилотажных параметров. Моноблок устанавливается и фиксируется на раме РМ-23, в ней расположен вентилятор для охлаждения моноблока, вентилятор включается автоматически при включении системы А-826.

Моноблок МБ-5 с рамой РМ-23 устанавливается на базовой плоскости специальной установочной рамы объекта (УРО) таким образом, чтобы установочные штыри вошли в соответствующие отверстия рамы РМ-23. Рама УРО размещена и выставлена относительно осей ВС с погрешностью, определяемой потребителем. Выставка УРО производится на заводе-изготовителе ВС. Погрешность выставки УРО является дополнительной погрешностью по отношению к погрешности, выдаваемой системой И-21-1 по угловой информации. В процессе эксплуатации замена блоков МБ-5 и рам РМ-23 не требует дополнительной регулировки рамы УРО. Погрешность установки блока МБ-5 относительно рамы РМ-23 не превышает 1,5 угловых минут. Рама РА-5 и РА-15-2 с блоками установлены вблизи моноблока МБ-5. Рама РА-5 имеет вентилятор для охлаждения блоков БОИК-3.

БОИК-3 выполняет следующие функции:

- осуществляет параметрический контроль аналоговой информации трех систем И-21-1 и СФК-3 (контроль по крену, тангажу, курсу $\Psi_{ук}$, $\Psi_{гнк}$, $\Psi_{гmk}$). Канал считается исправным, если разница одноименных сигналов не превышает 5° ;

- формирует и выдает в САС-4 сигнал о достижении ВС предельного крена $\gamma_{пред} \approx 32^\circ$ на маршруте, $\gamma_{пред} \approx 15^\circ$ при взлете и заходе на посадку. Переключение сигнализации предельных кренов осуществляется при достижении истинной высоты $H_{ист} = 200$ м от радиовысотомера;

- формирует и выдает потребителям исправность аналоговой информации;

- осуществляет гальваническую развязку сигналов СКТ крена и тангажа от И21-1, сигналов СКТ приведенного курса и СКТ гиромагнитного курса от СФК.

Каждый БОИК обеспечивает параметрический контроль всей системы А-826 при выходе из строя двух БОИК-3 соседних каналов.

БК-27 осуществляет:

- преобразование (понижение и выпрямление) переменного тока напряжением ~ 115 В частотой 400 Гц в нестандартное напряжение для питания усилителей системы терморегулирования блока МБ-5;

- запоминание сигналов «Отказ» и выдачу их на индикацию;

- отключение системы А-826 по сигналу «Отказ», а так же с пульта ПУР-5 по команде «Откл»;

- включение системы А-826 в соответствии с режимами, установленными на пульте ПУР-5.

На передней панели блока БК-27 имеются семь светосигнализаторов (один зеленого и шесть красного цвета), две кнопки для контроля исправности светосигнализаторов и блоков системы, предохранитель на 2 А (рис. 2.2):

1 – СФК – горит при отказе системы СФК-3;

2 – ПС – горят при отказе преобразователя сигналов, отказе схемы, осуществляющей гальваническую развязку сигналов с МБ-5 в БОИК, отказе БОИК;

3 – ИВ – сигнализирует исправность выходных напряжений;

4 – БК – горит при отказе блока БК-27, при отключении и включении автомата защиты отказ не снимается;

5 – ИС – горит при отказе инерциальной системы И21-1, дублирует светосигнализаторы желтого цвета, расположенные на приборных досках экипажа «ИС1– Отказ», «ИС2 – Отказ», ИС3– Отказ»;

6 – БР – горит при понижении напряжения на шипе непрерывного электропитания ($U \sim 24,5В$);

7 – БОИК – горит при отказе блока БОИК-3.

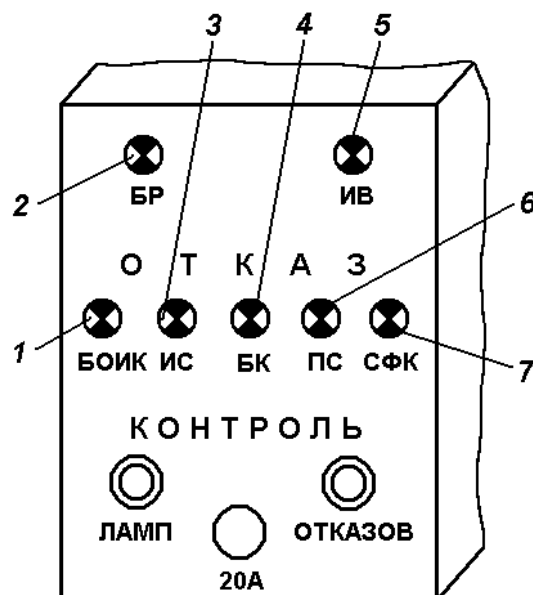


Рис. 2.2. Передняя панель блока БК-27

ВУ-3Б предназначено для преобразования трехфазного тока напряжением 200/115 В частотой 400 Гц в нестабилизированное напряжение постоянного тока напряжением 29 В для электропитания системы А-826.

Система А-826 представляет собой трехканальную автономную систему, построенную на базе трех инерциальных систем И-21-1 и трех систем формирования курса СФК-3. Информация в каждом из трех каналов выдается потребителям в цифровом и аналоговом виде на индикацию и управление ВС при полете по маршруту. Все три канала системы полностью идентичны. В каждом канале используются: блок коммутации БК-27, блок отработки информации и контроля БОИК-3, выпрямитель ВУ-3Б обеспечивает электропитание канала постоянным током. Управление всеми тремя каналами производится с пульта управления ПУР-5. Связь между каналами и блоками осуществляется через раму РА-5.

Система И-21-1 представляет собой инерциальную систему платформенного типа, построенную на базе платформенных астатических гироскопов, поплавковых акселерометров и встроенного вычислителя.

Сигнал приведенного Ψ_{np} и гиромагнитного $\Psi_{змк}$ формируется в СФК-3, работающей по принципу электромеханических следящих систем. Сигнал приведенного курса Ψ_{np} формируется в БСК-4 по курсу, поступающему в зависимости от выбранного режима «МК-ЗК-ВК» на пульте управления ПУР-5. Сигнал $\Psi_{змк}$ формируется в БГМК-6.

Технические данные

1. Время готовности системы к работе зависит от метода выставки и не превышает, мин:

- | | |
|--|---------|
| а) при автономной выставке методом одинарного гирокомпасирования (ОГК) при окружающей температуре более 20 °С, | 15 |
| при температурах от 20°С до минус 20°С, | |
| от минус 20°С до минус 60°С соответственно, | 20 и 25 |
| б) при автономной выставке методом двойного гирокомпасирования (ДГК), | 40 |
| в) при ускоренной выставке по заданному курсу | 5 |

Время предварительного прогрева при температуре 20 °С до 10

при температуре минус 60 °С до 20

- | | |
|--|----|
| г) при выставке в режиме «Курсовертикаль»: | |
| при температуре 20 °С | 3 |
| при температуре минус 60 °С | 10 |

2. Система А-826 обеспечивает автономную выставку по курсу на широтах менее 70° с точностью 12 угловых мин, на широтах более 70° выставка возможна в режиме заданного курса ЗК, а при его отсутствии в режиме – курсовертикали «КВ».

3. Система сохраняет работоспособность при произвольной ориентации ВС.

4. Система работает при температурах до ±60 °С, при этом при температурах 30÷60 °С необходим обдув от самолетной пневмосети с температурой воздуха от минус 15 до минус 30 °С.

5. Погрешность определения местоположения

за каждый час работы в течение 10 ч, км	3,7
---	-----

6. Погрешность определения, град.:	
истинного курса в цифровом представлении	0,1
в аналоговом	0,5
приведенного курса в интервале времени не более 10 ч	не более 1
7. Погрешность определения угловой ориентации ВС	
в диапазоне углов $\pm 20^\circ$, град	
при работе в режиме «Навигация»	не более 0,1
при работе в режиме «Курсовертикаль»	не более 0,5
8. Время непрерывной работы системы, ч	не более 30
9. Время нахождения системы в режиме «Обогрев», сут.	не более 30
10. Масса системы, кг	не более 235

Электропитание системы А-826 осуществляется:

а) постоянным током напряжением $27_{-6}^{+2,4}$ В:

- от аварийной шины АККЗ-4 правого ЦРУ 27 В через автоматы защиты АЗК «ИС1», «ИС3» и «СИГНАЛ А-826».

- от аварийной шины АКК1-2 левого ЦРУ 27 В через автомат защиты АЗК «ИС2»;

б) переменным током напряжением $200/115_{-7}^{+4}$ В частотой 400 ± 20 Гц от трех независимых источников:

- от шин ВСУ левого ЦРУ 200/115 В 400 Гц через автоматы защиты АЗК «ИС1»,

- от шин ВСУ правого ЦРУ 200/115 В через автоматы защиты АЗК «ИС2»,

- от шин Г1 левого ЦРУ 200/115 В через автоматы защиты АЗК «ИС3»;

в) переменным трехфазным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от трех независимых вторичных источников:

- от шин ТР-5 левого РУ 36 В через автомат защиты «ИС1»,

- от шин ТР-6 правого РУ 200/115 В и 36 В через автомат защиты АЗК «ИС2»,

- от шин А-826 левого РУ 36 В через автомат защиты «ИС3»;

г) переменным однофазным током напряжением $6_{-0,3}^{+0,2}$ В частотой 400 ± 20 Гц от левого и правого РУ-200/115 В через понижающий трансформатор ТР100/2.

Из переменного напряжения 200/115 В частотой 400 Гц в выпрямителе ВУ-3Б каждого канала системы А-826 формируется постоянный ток напряжением 29 В, которое используется в качестве основного напряжения питания вычислителя системы.

Из переменного напряжения 200/115 В частотой 400 Гц одна фаза 115 В используется для питания обогрева цепей моноблока МБ-5.

Трехфазный ток напряжением 36 В 400 Гц используется для питания гироскопов, синусно-косинусных трансформаторов и двигателей следящих систем.

Постоянный ток напряжением 27 В от бортовых аккумуляторных батарей используется для включения системы А-826, для исключения перерывов (провалов) основного напряжения питания системы, снижая влияние на него переходных процессов, возникающих при изменении характеристик переменного тока напряжением 200 В, а также обеспечивается работоспособность системы А-826 при работе системы электроснабжения ВС в аварийном режиме.

Переменный однофазный ток напряжением 6 В частотой 400 Гц используется для подсвета лицевой панели пульта ПУР-5.

Потребляемый ток по цепям обогрева напряжением 115 В частотой 400 Гц до 10А, по цепям основного питания напряжением 115 В частотой 400 Гц до 4,5 А, по цепям вспомогательного источника питания – до 8 А, по цепям питания СКТ напряжением 36 В частотой 400 Гц – до 1 А, по цепям подсвета пультов напряжением 6 В частотой 400 Гц – до 1 А.

По цепям напряжением 27 В, ~ 115 В частотой 400 Гц одновременный перерыв в электропитании или одновременное снижение напряжения до величины 21 В и 102 В соответственно недопустимы.

Подключение системы А-826 к электросети ВС производится в блоках БК-27 по командам пульта ПУР-5.

При установке переключателя режимов на ПУР-5 в положение «Обогрев», напряжение 27 В от аккумуляторов подается на исполнительные реле блока БК-27, через их контакты переменный ток напряжением ~115 В частотой 400 Гц подается на включение системы термостатирования моноблока МБ-5. При этом температура внутри блока нарастает со скоростью 10° в минуту. При установке переключателя на ПУР-5 в положение «Выставка» при достижении « -15°C » выдается команда 27 В «Вкл. Питание». Напряжение 27 В от аккумуляторной батареи подается в БК-27 на реле, через их контакты напряжение ~115 В частотой 400 Гц подается на вход ВУ-3Б. Выпрямленное напряжение 29 В подается на моноблок МБ-5, на устройство формирования команд УФК-5, в блок гироскопический для питания нагревательных элементов, в блок стабилизаторов напряжения БСП. Блок БСП формирует напряжение $+5\text{ В}$, $\pm 15\text{ В}$, $\pm 20\text{ В}$, $+27\text{ В}$, $\pm 27\text{ В}$, для питания устройств в МБ-5. Блок БК-27 подключает аккумуляторы и выходы ВУ-3Б, $+29\text{ В}$ подается в БОИК-3, в СФК-3 для запитки блоков БГМК-6, БСК-4, БК-64.

Система И-21-1 принадлежит к классу прецизионных инерциальных средств навигации по принципу действия и по принципу исполнения.

Принцип действия ИНС основан на непрерывном измерении ускорений поступательного движения ВС в направлении на север – ось Y , восток – ось X с помощью двух акселерометров, расположенных перпендикулярно друг другу на горизонтальной стабилизированной платформе и последующем двухкратным интегрированием сигналов этих ускорений с помощью цифровой системы.

После первого интегрирования имеем составляющие путевой скорости V_N и N_E , то есть путевую скорость W , после второго интегрирования имеем составляющие пройденного расстояния $S_{ост}$ и $Z_{тек}$. На основании этих данных ЭВМ формирует навигационные параметры.

Для снятия правильных показаний с акселерометров требуется, чтобы они были в горизонте и расположены перпендикулярно друг к другу. Эти условия обеспечивает гиropлатформа ПГ-16. Гиropлатформа может уходить из заданного положения под влиянием трех причин: вращение Земли; влияние кривизны Земли; влияние дестабилизирующих факторов.

Высокая точность счисления достигается методически – за счет исключения из показаний акселерометров ускорений силы тяжести и Кориолиса. В результате инерциальная система представляется динамической моделью маятника Фуко с периодом Шулера $\sim 84,4$ мин. Важнейшим свойством этого маятника является его невозмущенность к внешним по отношению к нему ускорениям: выставленный первоначально по отвесу, он сохраняет это состояние при произвольном движении точки подвеса. В И-21-1 влияние ускорения силы тяжести исключается посредством управляемой гиropлатформы, непрерывно горизонтирующей от чувствительности акселерометров по данным счисления. Влияние ускорения Кориолиса компенсируется аналитически по данным счисления. Благодаря этим мерам акселерометры выдают сигналы относительного ускорения ВС по осям гиropлатформы.

Система И-21-1 обладает очень важной кинематической особенностью, ее гиropлатформа свободна в азимуте в относительном движении вокруг Земли, но связана жестко в суточном вращении Земли. Этим достигаются два полезных свойства: простота и удобство выставки – горизонтирование по «отвесу», возможность навигации без ограничений относительно всей поверхности Земли. Важным свойством системы является и то, что в качестве базовых параметров выступают направляющие косинусы, поэтому устраняются особенности при работе в приполярных областях.

Система И-21-1 обладает возможностью автономной начальной выставки. Параметры выставки обеспечивают устойчивость ее прохождения в широком диапазоне внешних возмущений, а именно: выполнение работ на ВС, включение смежных систем и другие работы, не приводящие к перемещению ВС.

Автономная выставка возможна только на земле и на широтах менее 70° .

В состав моноблока МБ-5 (рис. 2.3) входят:

1. ПГ-16-1 – четырехрамочная гироскопическая платформа с обслуживающей электроникой;
2. СЦВ – специализированный цифровой вычислитель;
3. СВЭ – система вторичного электропитания;
4. ВСК – встроенная система контроля.

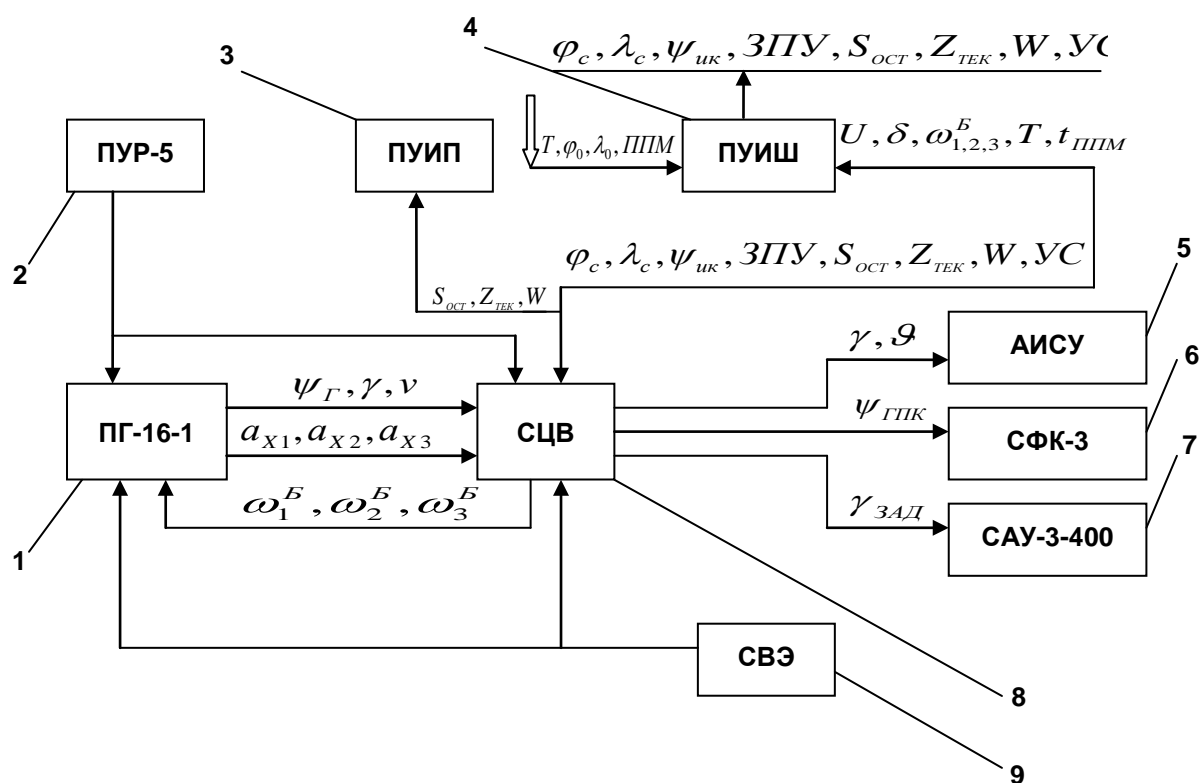


Рис. 2.3. Функциональная схема И-21-1:

1 – гиropлатформа ПГ-16-1; 2 – пульт управления ПУР-5; 3 – пульт управления и индикации пилотов ПУИП; 4 – пульт управления и индикации штурмана ПУИШ; 5 – аппаратура индикации, связи, управления АИСУ-1; 6 – система формирования курса СФК-3; 7 – система автоматического управления САУ-3-400; 8 – специализированный цифровой вычислитель СЦВ; 9 – система вторичного электропитания СВЭ

На платформе ПГ-16-1 расположены два трехстепенных курсовых поплавковых астатических гироскопа и три высокочувствительных поплавковых акселерометра. СЦВ обеспечивает МБ-5 всеми вычислительными средствами преобразования, ввода-вывода информации.

В СЦВ вводятся сигналы: Ψ_G – гироскопический курс с гиروطформы, a_x, a_y, a_z – ускорения ВС по осям гиروطформы.

СЦВ выводит навигационную и пилотажную информацию на пульта и приборы для индикации, в системы управления ВС.

СВЭ – обеспечивает все виды электропитания плат.

Гиروطформа является приборной реализацией навигационного трехгранника. Роль физического образа трехгранника выполняет гиروطформа с установленными на ней акселерометрами и гироскопами.

Акселерометры ориентируются собственными осями чувствительности по осям X, Y, Z – ВС.

Для поддержания гиروطформы в горизонтальном положении на протяжении всего полета вырабатываются корректирующие сигналы включающие в себя:

- угловую скорость вращения Земли, зависящую от курса и широты места, т.е. положения измерительных осей акселерометров относительно истинного меридиана, $\omega_z = f(\varepsilon_G, \varphi)$;

- угловую скорость облета Земли ВС, которая определяется делением путевой скорости на радиус земли $\omega_{обл} = \frac{W}{R_3}$;

- балансировочные сигналы $\omega_{1,2,3}^B$, компенсирующие дрейф гиروطформы;

- Кориолисово ускорение.

Корректирующие сигналы подаются на моментные датчики двух трехстепенных гироскопов. Гироскопы управляют прецессией гиروطформы и обеспечивают азимутально-свободную систему координат гиросtabilизированной платформы за счет компенсаций составляющих угловой скорости вращения Земли и угловой скорости поворота вертикали относительно Земли.

Таким образом, гиropлатформа удерживается в горизонтальном положении при любых эволюциях ВС и перемещается относительно Земли, обеспечивает неизменную ориентацию осей чувствительности акселерометров в плоскости истинного горизонта.

Стабилизация гиropлатформы относительно двух трехстепенных гироскопов осуществляется при помощи следящих приводов кардана по курсу, тангажу, внутреннему крену. Четвертая ось наружного крена управляется по сигналу, снимаемому с оси внутреннего крена, используется для исключения выбивания гиropлатформы при эволюциях ВС.

Данные об угловой ориентации ВС формируются на основе сигналов СКТ (синусно-косинусных трансформаторов), установленных на осях кардана по курсу, крену и тангажу.

При наземной подготовке необходимо произвести горизонтирование гиropлатформы и определить ее первоначальный азимут, т.е. истинный курс стоянки ВС.

В системе И-21-1 гиropлатформу ориентируют по земным осям, поэтому перед эксплуатацией ее надо выставить так, чтобы оси гиropлатформы Y_G , Z_G , X_G совпадали с осями системы отсчета.

В качестве системы отсчета принята система осей восток-север-зенит. В этом случае одна из осей платформы должна быть направлена по вертикали, а две другие в горизонтальной плоскости по соответствующим направлениям, оси гиropлатформы Y_G и X_G должны совпадать с осями ВС X_C и Z_C .

Выставка гиropлатформы по вертикали осуществляется автоматически по сигналам акселерометров, выставка в азимуте по сигналам акселерометров и гироскопов.

Процесс выставки гиropлатформы называется методом гироскопирования или аналитической выставкой (рис. 2.4).

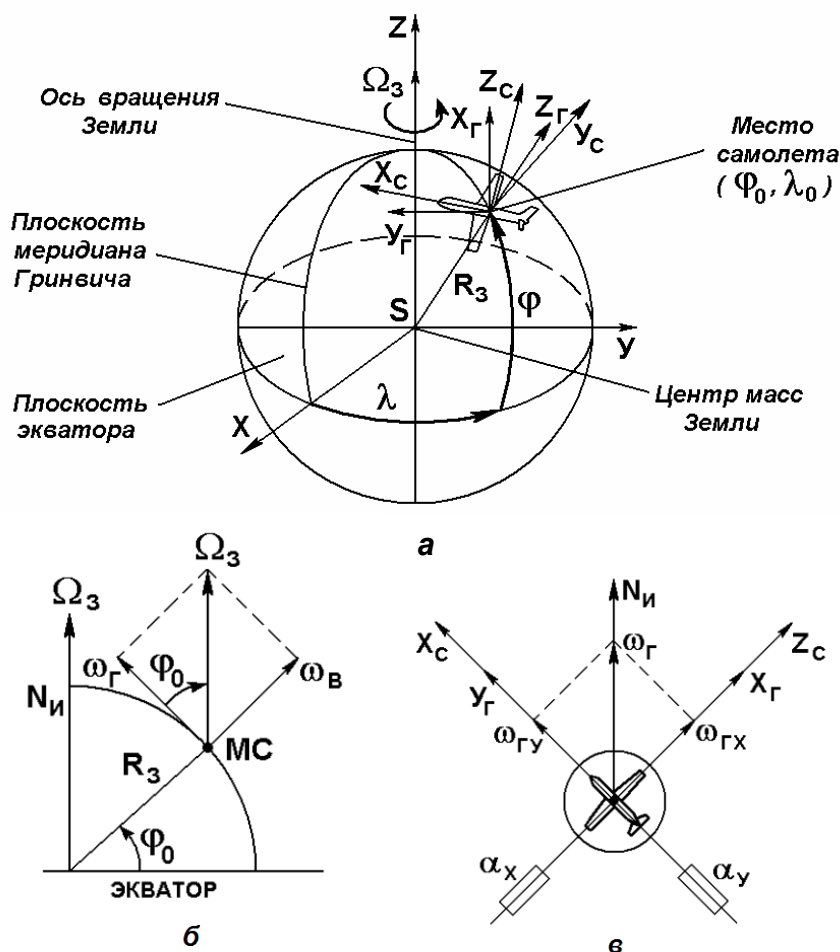


Рис. 2.4. Системы координат при расчете ИК₀ на стоянке ВС методом гироскопирования:

а – X, Y, Z пространственная прямоугольная система координат Земли (инерциальный трехгранник), X_G, Y_G, Z_G – оси чувствительности акселерометров гиروطформы (приборный трехгранник), X_C, Y_C, Z_C – оси ВС; б – проекция осей координат в вертикальной плоскости; в – проекция осей координат в горизонтальной плоскости

На рис. 2.4а изображен приборный трехгранник с осями гиروطформы X_G, Y_G, Z_G , с началом в точке MC текущего местонахождения ВС, ось Z – вертикаль места, оси X_G и Y_G расположены в горизонтальной плоскости под углом 90° , свободны в азимуте в относительном движении точки местонахождения ВС. Оси чувствительности акселерометров совпадают с осями гиروطформы системы И-21-1. Оси Y, Z, X связаны с землей так, что ось Z направлена по вектору угловой скорости вращения Земли Ω_3 , ось X на пересечении плоскости Гринвичского меридиана с плоскостью экватора; ось Y образует с осями Z и X правую тройку, т.е. инерциальный трехгранник.

Связь осей инерциального трехгранника с осями приборного трехгранника выражается матрицами направляющих косинусов, с коэффициентами математического описания эллипсоида Красовского, экваториальный радиус которого – 6.378.245 м, полярный – 6.356.863 м, а эллиптичность – 0,3352 %.

Для того чтобы гиropлатформа выполняла функцию навигационного трехгранника, она должна следовать за осями приборного трехгранника. Для этого ей сообщается вектор абсолютного ускорения Земли $\bar{\Omega}_3$ и вектор абсолютного ускорения \bar{a} точки местоположения ВС, которое измеряется акселерометрами \bar{a}_y , \bar{a}_x , \bar{a}_z . Но для счисления координат местонахождения ВС должно использоваться относительное ускорение, его получают исключением из вектора ускорения \bar{a} кориолисовых ускорений, вычисляемых математическим путем.

В СЦВ воссоздается математическая модель навигационного трехгранника, на его основе рассчитываются все навигационные параметры полета.

На осях гиropлатформы расположены СКВТ (синусно-косинусные трансформаторы), с них снимается информация гироскопического курса ψ_G , угла крена γ_{TEK} , угла тангажа ϑ_{TEK} ВС.

Из-за инструментальных ошибок моделируемые трехгранники рассогласованы между собой. Влияние инструментальных погрешностей уменьшается в процессе юстировки системы. Параметры юстировки хранятся в СЦВ и используются для коррекции точности счисления.

2.2. Расчет истинного курса $\psi_{ИК}$

Выставка гиropлатформы производится на стоянке ВС, т. е. $W = 0$.

Выставка основана на измерении по осям гиropлатформы двух эталонных векторов: угловой скорости вращения Земли $\bar{\Omega}_3$ и ускорения силы тяжести \bar{g} , образующих опорный трехгранник с известной ориентацией.

При автоматической выставке гиروطформы в плоскости истинного горизонта используется вектор силы тяжести, а для установки по азимуту – вектор угловой скорости вращения Земли.

Согласованию гиروطформы в азимуте соответствует ее приведение к курсу ВС на стоянке $\psi_G = 0$. Это происходит по сигналам азимутального СКТВ. Для горизонтирования гиروطформы используются сигналы акселерометров \bar{a}_y , \bar{a}_x . По этим сигналам в СЦВ формируются управляющие угловые скорости с учетом сигналов балансировки гиروطформы.

Выставка, построенная на этом принципе, невозможна на полюсах (северном и южном), т.к. векторы $\bar{\Omega}_3$ и \bar{g} совпадают по направлению. Практически из-за ограниченной чувствительности схемы измерений, выставка с расчетной точностью гарантирована на широтах от 0 до 70°.

Целью выставки является:

- 1) согласование осей гиروطформы, обозначенных X_G , Y_G , Z_G с осями ВС X_C , Y_C , Z_C ;
- 2) определение азимутального угла гиروطформы ε_0 .

При выставке используются данные о начальном местонахождении ВС: φ_0 – широта, λ_0 – долгота.

Из-за неопределенности азимута гиروطформы (ε_G) неопределены и горизонтальные составляющие угловой скорости вращения Земли по осям гиروطформы. Определение угла гиروطформы выполняется методом математических проб. Так как информация об угле ε_G отсутствует, то в начале принимается $\varepsilon_G = 0$, то есть ВС строго ориентировано на север, и решаются уравнения азимутальной коррекции.

Из рис. 2.4б следует, что: $\omega_B = \Omega_3 \sin \varphi_0$, $\omega_G = \Omega_3 \cos \varphi_0$

Величины ω_B , ω_G вызывают кажущийся уход гиروطформы в горизонте, т.е. учитываются при расчете истинного курса ВС на стоянке ИК₀.

Из рис. 2.4в следует: $\omega_{\Gamma y} = \omega_{\Gamma} \cos \varepsilon_0 = \Omega_3 \cos \varphi_0 \cos \varepsilon_0$;

$$\omega_{\Gamma x} = \omega_{\Gamma} \sin \varepsilon_0 = \Omega_3 \cos \varphi_0 \sin \varepsilon_0; ИК_0 = 360^0 - \varepsilon_0;$$

$$\psi_{\Gamma} = 0, ИК = \psi_{\Gamma} + (360^0 - \varepsilon)$$

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \delta,$$

где δ – угол схождения меридианов.

С учетом $\varepsilon_0 = 0$ просчитываются управляющие угловые скорости гироскопов, которые равны: $\omega_{\Gamma y} = \Omega_3 \cos \varphi_0 \cos \varepsilon_0$; $\omega_{\Gamma x} = \Omega_3 \cos \varphi_0 \sin \varepsilon_0$.

Сигналы подаются на датчики моментов гироскопов, под действием приложенных моментов к внешней раме прецессирует внутренняя рама, снимается сигнал с датчика угла и реализуется при помощи следящих систем. Гироскопы устремляются в плоскость горизонта. Сигналы акселерометров подаются в вычислитель и анализируются. Вычислитель по знаку и скорости изменения прецессии гироскопов методом проб определяет фактическое значение ε_0 .

Установившиеся значения угловых скоростей соответствуют составляющим угловой скорости вращения Земли по осям гироскопов на широте местонахождения ВС, и таким образом устраняется существующая неопределенность относительно ориентации осей гироскопов в азимуте.

Первый этап выставки – грубое гироскопирование без участия вычислителя. Второй этап – точное гироскопирование с участием вычислителя. Для сокращения времени продолжения выставки коэффициенты в математических уравнениях дискретно изменяются. В дальнейшем, когда начальное рассогласование в основном устранено, коэффициенты уменьшаются. На заключительном этапе выставки длительностью 300 с определяются балансирующие сигналы, они являются мерой изменения уходов гироскопов (дрейф), т.е. выполняется оценка горизонтальной составляющей «северного ухода» (горизонтальная составляющая, лежащая в плоскости меридиана).

Величины балансировочных сигналов рассчитываются за пять последних выставок.

Если величины балансировочных сигналов укладываются в допуск, то можно сделать заключение об устойчивости гиropлатформы. Величины $\omega_{1,2,3}^B$ используются для балансировки гиropлатформы в предстоящем полете.

«Восточная» составляющая горизонтального ухода гиropлатформы при гиpокомпасировании не наблюдаема, она и создает ошибку в оценке азимута гиropлатформы.

Выставка выполняется строго по заложенной программе. Ход и состояние выставки сопровождается показателем готовности ПГ (признак готовности) системы к работе в основном режиме «Навигация».

Признак готовности – это двухзначное число, фиксирует этапы выставки системы. Каждому этапу соответствует определенный интервал времени. ПГ изменяется от 90 до 0; от 90 до 30 через 10; от 30 до 0 через 1 единицу.

Предусмотрен ряд блокировок, исключающих выход в режим «Навигация» с недостоверными данными:

- ввод неправильной широты φ_0 , долготы λ_0 с погрешностью до $\pm 5^\circ$;
- отсутствие сигнала температурной готовности МБ-5 (67°);
- выход «северного ухода» за пороговое значение (заброс балансировочных сигналов).

2.3. Режимы работы системы И-21-1

В системе предусмотрены следующие режимы работ.

1. Режим «Обогрев» для обеспечения необходимых температурных условий работы системы. Устройство обогрева продолжает работать во всех остальных режимах и обеспечивает стабилизацию рабочей температуры блоков с высокой точностью. Это повышает точность работы системы.

2. Режим «Выставка» используется только на земле и предназначена для ориентации осей гироплатформы и расчета истинного курса на стоянке. Выставка может быть выполнена одним из следующих методов:

- одинарное гирокомпасирование ОГК;
- двойное гирокомпасирование ДГК;
- по заданному курсу ЗК;
- курсовертикаль «КВ».

3. Режим «Навигация» включается после окончания режима «Выставка». В этом режиме система вычисляет и индицирует навигационные и пилотажные параметры.

4. Режим «Курсовертикаль» реализуется в одном из двух вариантов:

- включается автоматически при отказе вычислителя МБ-5. В этом случае гироплатформа свободна в азимуте, система представляет данные об ориентации ВС: углы крена γ , тангажа ϑ , гироскопического курса $\Psi_{гир}$ в аналоговом виде;

- при отсутствии условий для выполнения выставки в полном объеме. Режим «КВ» включается вручную с пульта управления ПУР-5. В этом случае гироплатформа полусвободная в азимуте, так как на азимутальную ось подается сигнал управления, соответствующей вертикальной составляющей угловой скорости Земли. В этом режиме гироплатформа находится в рабочем положении, что исключает поломку гироплатформы при ударных и вибрационных перегрузках.

5. Режим «Балансировка» используется для компенсации уходов гироплатформы, возникающих при эксплуатации. Режим «Балансировка» является модификацией режима «Гирокомпасирование». Гирокомпасирование дает возможность оценки «северного ухода» ГП при заданной её ориентации. Развернув гироплатформу в азимуте на 90° , повторяют гирокомпасирование и снова определяют «северный уход». Геометрическая сумма составляющих «северного ухода» равна полному уходу гироплатформы.

6. Режим «Контроль» используется для проверки точности работы цифрового вычислителя МБ-5. При начальных условиях φ_0 и λ_0 выполняется «полет по восьмерке».

Расчетные значения координат φ_0 и λ_0 , вычисляются в ЭВМ для интервалов времени $t_1 = 15$ мин и $t_2 = 60$ мин, затем определяется погрешность:

$$\Delta\varphi = \varphi_0 - \varphi_{расч} \quad \Delta\lambda = (\lambda_0 - \lambda_{расч}) \cos \varphi_0.$$

Если $\Delta\varphi$ и $\Delta\lambda$ в допуске – то система исправна, если нет, то система разбалансирована, необходимо вводом балансировочных сигналов производить юстировку системы. Режимы «Балансировка» и «Контроль» используются инженерно-техническим персоналом на земле.

Циклограммы отражают сущность выставки и балансировки, их взаимодействие, последовательность этапов выставки, соответствующие им показатели готовности ПГ и продолжительность индикации ПГ (рис. 2.5).

Общими для всех циклограмм являются начальные этапы аналоговой выставки.

ПГ = 90, T = 56 с (14+42). После включения электропитания по сигналам, снимаемым с СКТ, обнуляется четырехосный кардан гироплатформы и ее оси согласуются с осями ВС, т.е. происходит процесс арретирования (T = 14 с). На 14 с выдается команда на включение гиromоторов и пуск СЦВ (42 с).

ПГ = 80, T = 120 с – аналоговое горизонтирование: установки гироплатформы в плоскость истинного горизонта по сигналам акселерометров без участия вычислителя СЦВ.

Сигналы \bar{a}_y и \bar{a}_x с акселерометров подаются на следящие приводы СКТ гироплатформы по курсу, тангажу ψ , ϑ и внутреннему крену γ . В результате образуется стабилизированная относительно гироскопов следящая платформа.

При ПГ = 90, 80 – необходимо ввести широту и долготу местоположения ВС, после ввода данных система переходит к ПГ = 70.

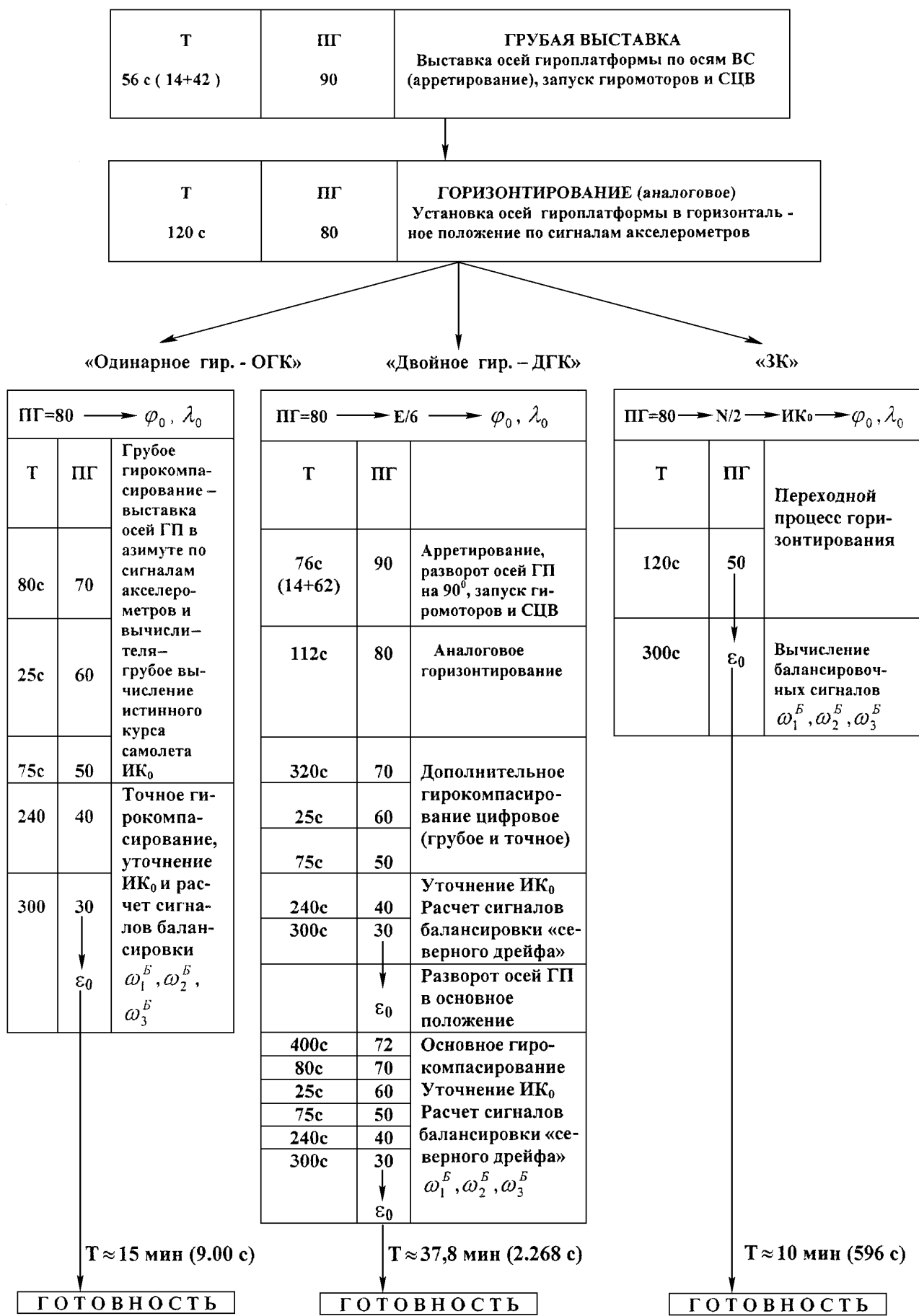


Рис. 2.5. Циклограмма выставки системы А-826

ПГ = 70, T = 80 с – цифровое горизонтирование, расчет истинного курса. Управление гиropлатформой осуществляется по сигналам цифрового вычислителя, он воспринимает сигналы с акселерометров \bar{a}_y , \bar{a}_x , анализирует их и воздействует на два трехстепенных гироскопа. Начальное рассогласование гиropлатформы относительно горизонта уменьшается до единицы угловых минут. Система выдает данные истинного курса стоянки ВС.

ПГ = 40, T = 240 с – точное гиpокомпасирование, уточнение значений истинного курса.

ПГ = 30, T = 300 с – режим гиpокомпасирования и расчет балансировочных сигналов.

ПГ → ε_0 – окончание выставки системы и готовность к работе в режиме «Навигация».

2.4. Система формирования курса СФК-3

Предназначена для выдачи потребителям:

- текущего приведенного $\Psi_{пр}$, гиpомагнитного $\Psi_{гmk}$ и гиpополукомпасного $\Psi_{гmk}$ курса ВС;
- выдачи сигналов курса на приборы ПНП-72-10, ПНП-72-11, ПНП-72-16, РМИ-2Б, а также в вычислительные устройства;
- контроля каналов курса.

Система СФК-3 совместно с инерциальной системой И-21-1 и индукционным датчиком ИД-6 образует:

- канал приведенного курса $\Psi_{пр}$;
- канал гиpомагнитного курса $\Psi_{гmk}$.

Сигнал текущего приведенного курса формируется в блоке согласования курса БСК-4, представляющем вычислительное устройство на следящих сельсинных передачах. Каждый блок БСК-4 содержит два канала:

- канал формирования гирополукомпасного курса $\Psi_{знк}$;
- канал формирования приведенного курса $\Psi_{пр}$.

Сигнал гирополукомпасного курса $\Psi_{знк}$ формируется из сигнала гироскопического курса, поступающего с гиросtabilизированной платформы системы И-21-1 с автоматической коррекцией по сигналам азимутальной коррекции от ЦВМ системы А-821 (рис. 2.6).

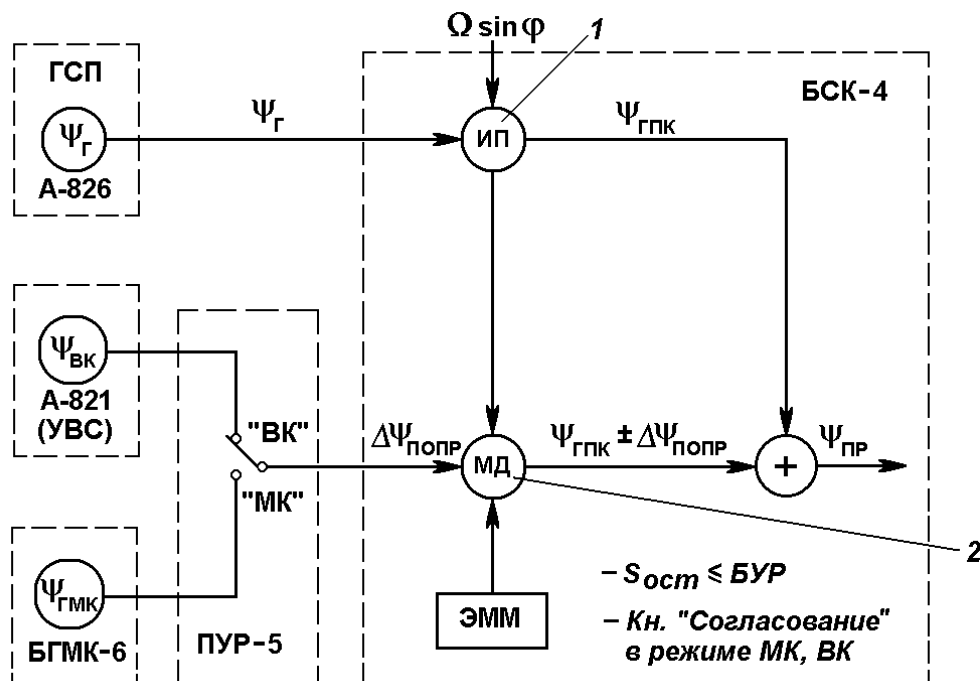


Рис. 2.6. Формирование приведенного курса $\Psi_{пр}$ ($\Psi_{тек}$):

1 – интегрирующий привод, формирующий сигнал $\Psi_{знк} = \Psi_{Г} + \int_0^t \Omega_3 \cdot \sin \varphi_c \cdot dt$; 2 – механический дифференциал с электромагнитной муфтой ЭММ

Для приведения гирополукомпасного курса к магнитному или истинному меридиану Земли в блок БСК-4 поступает сигнал внешнего курса $\Psi_{вк}$. В режиме «ВК» сигнал $\Psi_{вк}$ поступает от ЦВМ системы А-821, в режиме «МК» от блока гироманитного курса БГМК-6 через пульт ПУР-5, при этом счетчик «ЗМС-ЗК» с кремальерой является задатчиком магнитного

склонения. Включение электромагнитной муфты (ЭММ) для приведения гирополукомпасного курса по меридиану Земли производится в режиме «ВК» автоматически по сигналу «Разворот» (согласование) от ЦВМ системы А-821 при условии $S_{ост} \leq \text{БУР}$ (боковое упреждение разворотом).

В режимах «МК», «ВК» муфта ЭММ включается нажатием кнопки «Согласование» на пульте ПУР-5.

Система контроля блока БСК-4 непрерывно формирует сигнал «Испр. $\Psi_{пр}$ » при выполнении трех условий:

- отсутствует нарушение в электропитании блока БСК-4 переменным током напряжением ~ 36 В частотой 400 Гц;
- присутствует сигнал «Исправ. $\Psi_{г}$ » от МБ-5;
- отсутствует рассогласование между сигналом $\Psi_{гнк}$ и углом его отработки.

На лицевой панели БСК-4 имеются светосигнализатор «Исправность», три окна, через два окна видны шкалы (« $\times 1^\circ$ », « $\times 10^\circ$ ») выдаваемого курса, через третье окно – шкала дрейфа.

Сигнал гироманнитного курса $\Psi_{гнк}$ формируется в блоке БГМК-6, представляющего схему гироманнитного компаса. Гироманнитный курс формируется по сигналу гирополукомпасного курса $\Psi_{гнк}$, выдаваемого блоком БСК-4, и сигналу компасного курса $\Psi_{к}$ с индукционного датчика ИД-6.

ИД-6 сер. 1 предназначен для измерения проекций вектора горизонтальной составляющей магнитного поля Земли по продольной и поперечной осям ВС и выдачи сигнала, пропорционального горизонтальной составляющей магнитного поля Земли, в блок БГМК-6.

Датчик ИД-6 имеет два магнитных зонда, оси которых совпадают с продольной и поперечной осями ВС. Каждый зонд состоит из двух стержней магнитомягкого материала и двух обмоток – возбуждения (ОВ) и сигнальной (СО). Обмотки возбуждения обоих зондов соединены последовательно и запитаны напряжением 6 В $f = 2,25$ кГц, которое вырабатывается

генератором БГМК-6. Сигнальные обмотки выдают сигнал частотой $f = 4,5$ кГц, пропорциональные $\cos \Psi_k$ и $\sin \Psi_k$.

В полете сигнал компасного курса Ψ_k выдается с искажениями, вызванными колебаниями платформы с зондами по осям подвеса под действием ускорений ВС, а также девиацией в результате влияния на ИД-6 магнитного поля ВС. Кроме того, при полете по ортодромии платформа ИД-6 наклоняется под действием ускорения Кориолиса. Влияние этой погрешности зависит от путевой скорости и широты ВС.

Каждый блок БГМК-6 содержит три канала:

- канал компенсации девиации и инструментальных погрешностей датчика ИД-6;
- канал отработки магнитного курса $\Psi_{МК}$;
- канал отработки гиромагнитного курса $\Psi_{ГМК}$.

В БГМК-6 обеспечивается компенсация всех видов девиации и инструментальных погрешностей датчика ИД-6, при этом сигнал компасного курса преобразуется в сигнал магнитного курса (рис. 2.7).

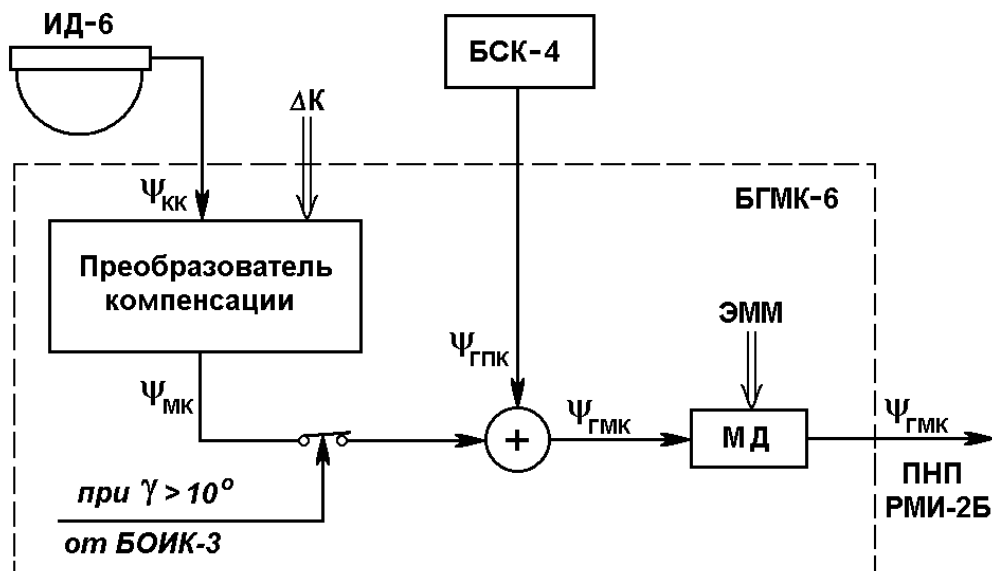


Рис. 2.7. Формирование гиромагнитного курса $\Psi_{ГМК}$

Для устранения влияния креновых погрешностей, возникающих в ИД-6 при формировании гироманнитного курса, сигнал $\Psi_{МК}$ отключается при кренах ВС более 10° по команде от блока БОИК-3.

Скорость согласования (отработки) сигнала магнитного курса составляет до 1 град./мин. Эта скорость достаточна для компенсации изменения гирополукомпасного курса $\Psi_{ГМК}$, вызванного уходом гироплатформы системы И-21-1 и сглаживания кратковременных изменений магнитного курса $\Psi_{МК}$, вызванных колебаниями чувствительного элемента в ИД-6 под действием ускорений ВС во время полета.

При срабатывании электромагнитной муфты скорость согласования увеличивается с 1 град./мин до 10 град./с, т.е. блок БГМК-6 переводится в режим прямого слежения за изменением магнитного курса ВС.

Электромагнитная муфта включается при следующих условиях:

- при включении электропитания (АЗК) на 25 с по команде реле времени;
- при нажатии кнопок «Контроль ГМК» или «Согласование» на ПУР-5;
- при установке переключателя «МК, ГМК» в положение «МК» на блоке БГМК-6.

Сигнал гироманнитного курса $\Psi_{ГМК}$ непосредственно используется для коррекции и индикации текущего курса ВС.

Система контроля блока БГМК-6 работает аналогично системе контроля БСК-4 и формирует сигнал «Исправ. $\Psi_{ГМК}$ ». На передней панели блока БГМК-6 имеются:

- светосигнализатор «Исправность»;
- два окна (« $\times 1^\circ$ », « $\times 10^\circ$ ») для визуального контроля курса, выдаваемого блоком;
- переключатель «МК-ГМК», используемый при проведении девиационных работ;

– под крышкой доступ к элементам схем, компенсации девиации и установочной погрешности ИД-6.

БК-64 – блок коммутации предназначен для выбора базового сигнала, по которому в БСК-4 формируется приведенный (условный) курс.

Система СФК-3, в зависимости от решаемых задач навигации и условий полета, может работать в следующих режимах, задаваемых с пульта ПУР-5:

- «ВК» – режим внешней коррекции, т.е. режим совместной работы с вычислителем системы А-821;
- «МК» – режим магнитной коррекции (гиромагнитный компас);
- «ЗК» – режим заданного курса.

Система СФК-3 независимо от режима работы канала приведенного курса и положения переключателя режимов на ПУР-5 постоянно выдает значение гиромагнитного курса $\Psi_{гmk}$ (рис. 2.8).

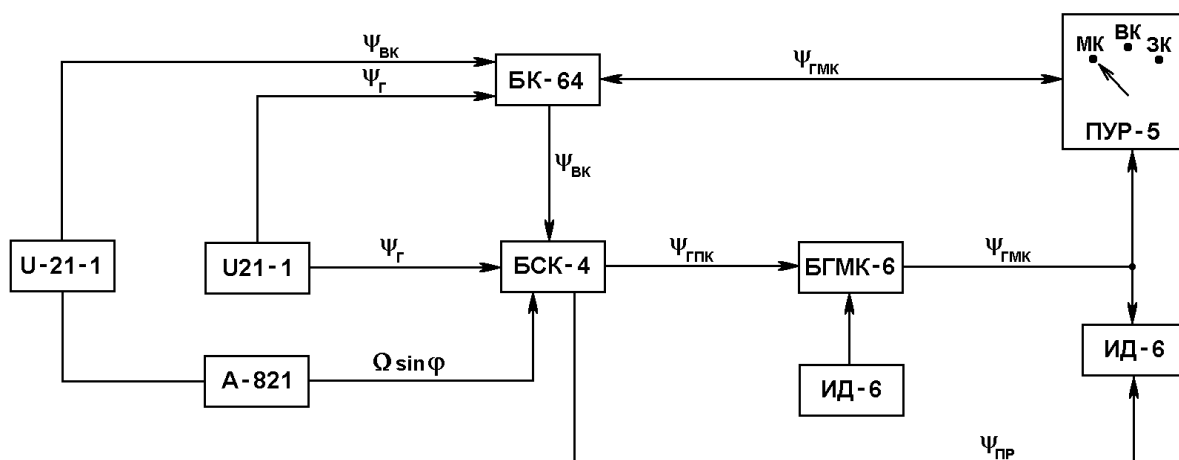


Рис. 2.8. Структурная схема СФК-3

2.5. Функциональное назначение органов управления и индикации системы А-826

На ПУР-5 – пульте управления режимами (рис. 2.9а) расположены следующие элементы:

- а) 1 – кнопка «Контр. ГМК» – для одновременного теста-контроля трех каналов гиромагнитного курса;
- 2 – кнопка «Соглас.» – для ручной коррекции (согласования) каналов приведенного курса при автономной работе системы А-826;
- 3 – кнопка «Контр. Ламп» – для контроля светосигнализаторов пульта ПУР-5;
- 4 – крышка с надписью «В полете не открывать». Под крышкой установлены два переключателя. Первый с положениями «Суша-Море» для изменения программы выставки в зависимости от места выставки: на суше или на плаву. Переключатель «Суша-Море» должен быть в положении «Суша» и закрыт крышкой, при этом в отверстии крышки с надписью «Суша» видна черная метка. Второй с положениями «Контроль – Откл. – Баланс» для включения режимов контроля или балансировки в наземных условиях;
- 5 – переключатель режимов системы И21-1 с положениями: «Откл.», «Обогр.», «Выст.», «Навигация», «КВ»;
- 6 – три светосигнализатора «1 не готов», «2 не готов», «3 не готов» в режиме постоянного свечения означают, что система А-826 не включена в режим «Навигация» или «КВ», в режиме мигания – прохождение режима «Выставка» с отклонениями от технических требований;
- 7 – три выключателя с положениями «КВ 1, КВ 2, КВ 3 – откл.» для перевода вручную каналов А-826 из режимов «Выставка» или «Навигация» в режим «КВ» («Курсовертикаль»);
- 8 – три светосигнализатора «КВ 1», «КВ 2», «КВ 3» загораются при переходе канала системы А-826 в режим «КВ» – автоматически из-за отказа вычислителя этого канала; – вручную выключателями «КВ» данного канала;
- 9 – светосигнализатор «Нет ВК» (нет внешнего курса) горит при отсутствии сигнала «Счисление» от трех каналов системы А-826;

10 – светосигнализатор «Пров. ГМК» горит при неисправности одного из трех каналов гироманнитного курса $\Psi_{гmk}$ и расхождения сигналов ГМК двух других каналов на величину более $5 \pm 1,2^\circ$;

11 – переключатель «Выбор канала» с положениями «Совм.», «1», «2», «3» для подключения ПУИШ (пульт управления и индикации штурмана) к выбранному каналу при вводе данных в А-826 и индикации выходной информации от И-21-1. В положение «Совм.» – ввод одновременно во все три канала А-826 информации с ПУИШ, а вывод на индикацию информации с первого канала А-826. В положение «1», «2», «3» подключение к ПУИШ соответственно первого, второго, третьего канала А-826;

12 – счетчик «ЗК-ЗМС» с рукояткой для установки значения заданного курса «ЗК» или заданного магнитного склонения «ЗМС»;

13 – переключатель режимов работы системы СФК-3 с положениями «МК», «ВК», «ЗК» для выбора режима работы системы А-826, формирующей приведенный (условный) курс $\Psi_{пр}$. Положение «МК» формирования $\Psi_{пр}$ (УК) по сигналу гироманнитного курса от блока БГМК-6 с вводом поправки магнитного склонения ΔM , установленного на счетчике «ЗК-ЗМС» ($360 \pm \Delta M^\circ$).

Положение «ВК» – формирование приведенного курса по внешнему курсу от трех каналов А-821 или по истинному курсу от И21-1 системы А-826.

Положение «ЗК» – формирование приведенного курса по заданному курсу ЗК, установленному на счетчике «ЗК-ЗМС»;

б) светосигнализаторы отказа каналов системы И21-1: «ИС1-отказ», «ИС2-отказ», «ИС3-отказ»;

в) светосигнализатор «Крен велик»;

г) переключатель с положениями «ЗПУ–УВС–ИС1–ИС2–ИС3» обеспечивает выбор управляющего контура для автоматического самолетовождения по запрограммированному маршруту.

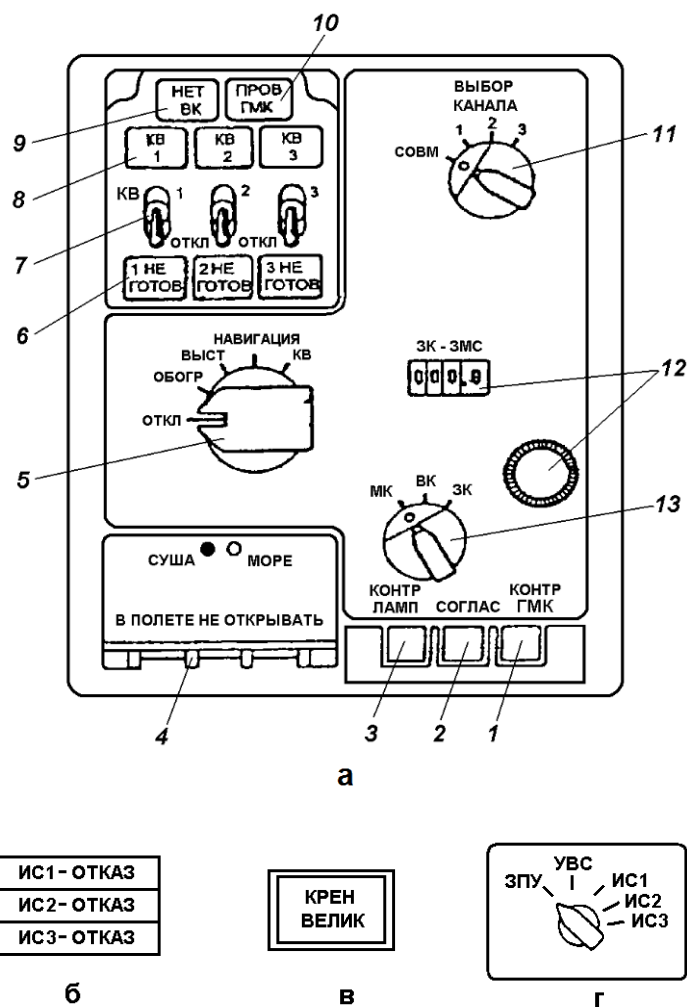


Рис. 2.9. Органы управления и сигнализации системы А-826

2.6. Органы управления и сигнализация системы А-821

Система А-821 предназначена для автоматизации решения задач самолето-товождения, требующих высокой точности и быстроты решения. Система представляет совокупность цифровых вычислительных машин ЦВМ, устройств ввода-вывода, пультов управления: ПУИШ, ПУИП, ППиК, ПРЯ, ПР.

ПУИШ – объединенный пульт управления и индикации штурмана предназначен для ввода данных в системы А-826, А-821, индикации выходной информации от этих систем и управления режимами работы системы А-821 (рис. 2.10).

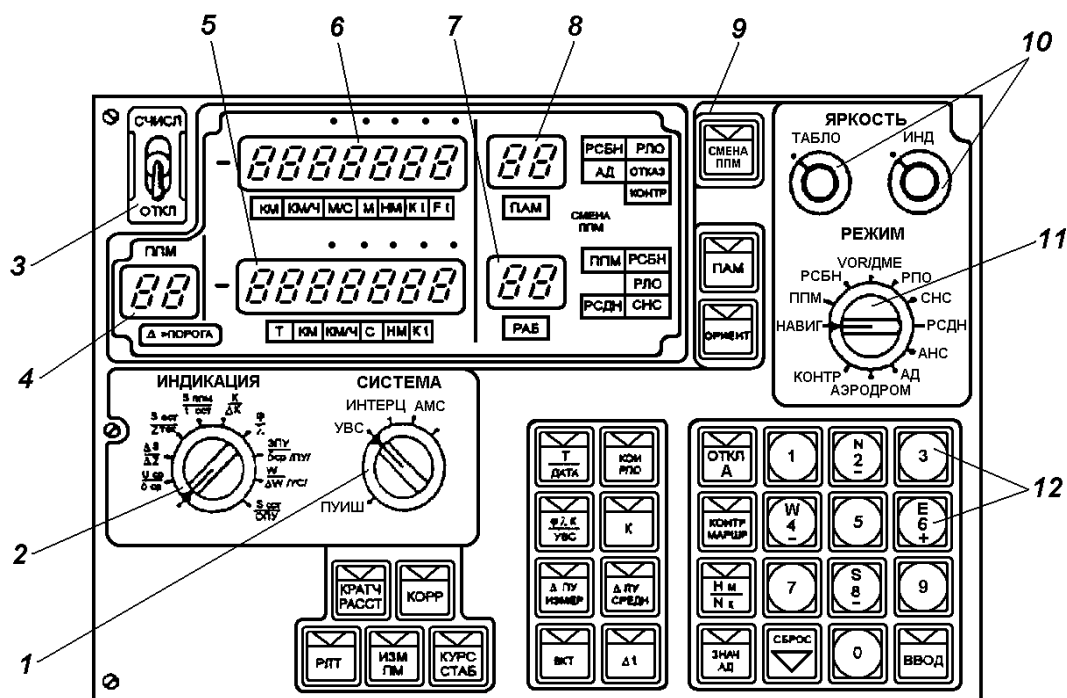


Рис. 2.10. Пульт управления и индикации штурмана ПУИШ:

1 – переключатель «Система»; 2 – переключатель «Индикация»; 3 – левый цифровой индикатор ЛЦИ «ППМ»; 4 – выключатель «Счисл.- Откл.»; 5,6 – два семиразрядных цифровых индикатора: верхний НЦИ и нижний ВЦИ; 7,8 – два двухразрядных цифровых индикатора правый верхний ПНЦИ и правый нижний ПВЦИ; 9 – кнопки-табло панелей управления; 10 – кнопки наборного поля; 11 – переключатель «Режим»; 12 – две ручки регулировки яркости табло и индикаторов

Ввод и вывод информации производится с помощью переключателей, кнопок-табло панели управления и кнопок наборного поля.

На самолете Ан-124-100 установлено два пульта ПУИШ. Ввод данных и управление режимами работы осуществляется с любого ПУИШ в зависимости от положения его органов управления и решаемой задачи. Наличие двух ПУИШ дает возможность одновременно работать с системами А-821, А-826.

ПУИП – пульт управления и индикации пилотов предназначен для индикации параметров движения ВС при полете по сигналам системы А-821 (рис. 2.11).

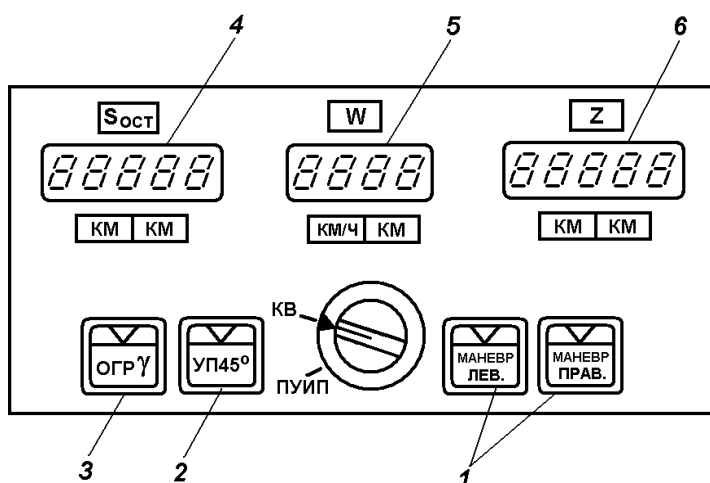


Рис 2.11. Пульт управления и индикации пилотов ПУИП:

1 – кнопки-табло «Маневр лев.», «Маневр прав.»; 2 – кнопка-табло «УП-45°»; 3 – кнопка-табло «ОГР γ »; 4 – ЛЦИ – левый цифровой индикатор « $S_{ост}$ »; 5 – СЦИ – средний цифровой индикатор « W »; 6 – ПЦИ – правый цифровой индикатор « $Z_{тек}$ »

Индикация информации на ПУИП осуществляется на двух пятиразрядных цифровых индикаторах: левом – ЛЦИ и правом – ПЦИ, на среднем четырехразрядном индикаторе – СЦИ. ЛЦИ – индикатор оставшегося расстояния $S_{ост}$ до ППМ; ПЦИ – индикатор бокового уклонения от текущей ЛЗП – $Z_{тек}$ при полете по запрограммированному маршруту; СЦИ – индикатор путевой скорости W .

Кнопки-табло: «Огр γ » – ограничения заданного крена $\gamma_{зад}$ до 15° для выхода на ЛЗП; «УП45°» – ограничение угла подхода к ЛЗП до 45° ; «Маневр лев.», «Маневр прав.» – выбор направления предпосадочного маневра.

Переключатель с положениями: «НВ» и «W», в положении «W» включает индикацию « $S_{ост}$ » (ЛЦИ), « W » (СЦИ), « $Z_{тек}$ » (ПЦИ) в режиме «Навигация» при полете по запрограммированному маршруту.

ППиК – пульт подготовки и контроля предназначен для (рис. 2.12):

- включения электропитания и контроля исправности системы А-821;
- ручного или автоматического переключения с основной ЦВМ на резервную;
- автономного включения питания пультов системы А-821, это позволяет работать с системой А-826 при отключенной системе А-821.

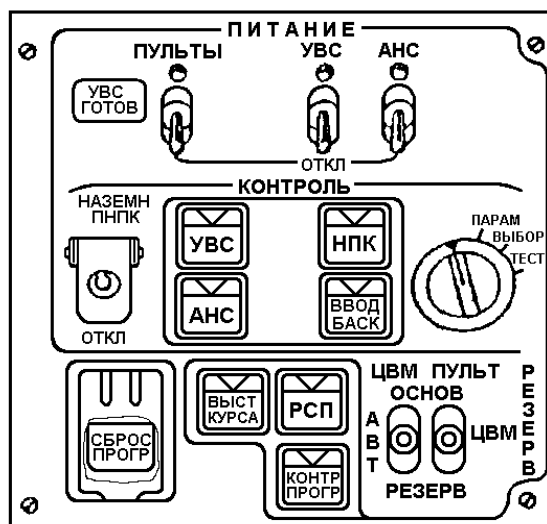


Рис. 2.12. Пульт подготовки и контроля ППиК

На пульте ППиК расположены:

1 – трехпозиционный переключатель «Пульт» с положениями «Основ», «Резерв», «ЦВМ резерв» осуществляет выбор пульта ПУИШ для работы с системой А-826. При положении переключателя на «Основ», «Резерв.» на оба пульта ПУИШ выводится информация от основной или резервной ЦВМ. В положение «ЦВМ резерв» осуществляется контроль работы резервной ЦВМ с основного пульта ПУИШ, резервный ПУИШ при этом используется только для индикации.

Трехпозиционный переключатель «ЦВМ» в положении «Автомат» для автоматического выбора рабочей ЦВМ на управление комплексом или ручного выбора ЦВМ «Основ» – «Резерв»;

2 – кнопки-табло: «Выст. Курса» – ввод в память ЦВМ значения начального курса в режиме начальной выставки курса; «РСР» – включение режима «РСР» системы А-829; «Контр. прогр.»;

3 – кнопка «Сброс прогр.» включает режим чистки оперативного запоминающего устройства системы А-821;

4 – выключатель «Наземн. ПИПК» – включает программы оперативного наземного контроля комплекса А-820;

5 – светосигнализатор «УВС готов» – горит при исправной системе А-821;

6 – выключатели «Пульты», «УВС», «АНС» – включение электропитания пультов и систем А-821, А-829;

7 – кнопки-табло «Контроль», «УВС», «АНС» – включение режима наземной проверки системы А-821 полным системным проверяющим тестом и системы А-829 – встроенным контролем; «НПК» – смена контролируемого параметра в процессе параметрического наземного контроля комплекса А-820; «Ввод БАСК» – ввод в память БАСК номера неисправного параметра при параметрическом наземном контроле комплекса А-820; переключатель «Контроль» для включения режима наземного контроля комплекса А-820.



Рис. 2.13. Пульт регулировки яркости ПРЯ

ПРЯ – пульт регулировки яркости подсвета табло и цифровых индикаторов на ПУИП (рис. 2.13).

ПР – пульт режимов, предназначен для включения специальных режимов системы А-821. Под крышкой «Ключи» установлены двенадцать выключателей в положение «Откл.» (рис. 2.14).



Рис. 2.14. Пульт режимов ПР

Переключатель под номером «4» блокирует тесты контроля системы А-821, используется при режиме «Выставка» инерциальной системы А-826.

2.7. Начальная выставка системы А-826

Выставка системы А-826 выполняется перед запуском авиадвигателей при включенном бортовом электропитании и автоматах защиты АЗК.

Не рекомендуется проводить выставку системы А-826 при:

- работающих авиадвигателях (при запуске);
- буксировке ВС;
- проверке системы А-821 системным проверяющим тестом;
- работе бортового погрузочного крана (БПК);
- работе насосных станций гидросистемы.

Выставка системы А-826

методом гирокомпасирования (ОГК)

Установить органы управления системы в исходное положение, на пульте ПУР-5:

- переключатель режимов – в положение «Откл.»;
- выключатели «КВ 1», «КВ 2», «КВ 3» – в положение «Откл.»;
- переключатель «Выбор канала» – в положение «Совм.»;
- на счетчике «ЗК-ЗМС» – нулевое значение;
- переключатель «МК-ВК-ЗК» – в положение «МК»;
- крышка с надписью «В полете не открывать» – закрыта.

В отверстии крышки с надписью «Суша» должна быть видна черная метка.

На пульте ППиК выключатель «Пульты – Откл. » в положение «Пульты».

На пульте ПУИШ:

- переключатель «Система» – в положение «Инерц.»;

- переключатель «Индикация» – в положение «К/ΔК»;
- переключатель «Режим» – в положение «Навиг.»;
- выключатель «Счисл.» – в положение «Откл.».

На пульте ПР выключатели под крышкой «Ключи» – флажками вниз (откл.).

Проверьте исправность светосигнализаторов пульта ПУР-5, нажав кнопку «Контр. Ламп», при этом подсветятся светосигнальные табло «Нет ВК», «Пров. ГМК», «КВ 1», «КВ 2», «КВ 3», «1 не готов», «2 не готов», «3 не готов».

Установите переключатель на ПУР-5 в положение «Выст.», должны подсветиться светосигнальные табло «1 не готов», «2 не готов», «3 не готов», «Нет ВК».

Установите переключатель «Выбор канала» последовательно в положения «1», «2», «3» и убедитесь, что на НЦИ ПУИШ индицируется ПГ «90» каждого канала. Установите переключатель в положение «Совм.».

Проверьте наличие балансировочных коэффициентов трех каналов системы и их соответствие контрольным значениям, записанным после последней балансировки системы, для чего:

– установите переключатель «Индикация» на ПУИШ в положение «ЗПУ/δ_{ск} (ПУ)», при этом на ВЦИ индицируется значение балансировочного коэффициента ω_B^1 , а на НЦИ – значение ω_B^2 .

– установите переключатель «Выбор канала» на ПУР-5 последовательно в положения «1», «2», «3» и проконтролируйте значение ω_B^1 и ω_B^2 балансировочных сигналов по трем каналам;

– установите переключатель «Индикация» в положение «W/ΔW(УС)», при этом на НЦИ индицируется значение ω_B^3 , проконтролируйте его значение по трем каналам;

– установите переключатель «Выбор канала» в положение «Совм.».

Величина балансировочных сигналов не должна превышать:

$$\omega_B^1, \omega_B^2 - \text{не более } 2 \text{ град./ч, } \omega_B^3 - \text{не более } 0,5 \text{ град./ч.}$$

Введите в систему геодезические координаты стоянки ВС « φ_0 » и « λ_0 », для чего:

- установите переключатель «Индикация» на пульте ПУИШ в положение « φ/λ »;
- нажмите на ПУИШ кнопку «2» (при вводе северной широты) или «8» (при вводе южной широты), подсветится табло «Ввод»;
- наберите на ПУИШ значение « φ_0 » с точностью до десятых долей минуты, нажмите кнопку-табло «Ввод»; проверьте правильность ввода значения широты по всем трем каналам системы;
- нажмите на ПУИШ кнопку «6» (при вводе восточной долготы) или «4» (при вводе западной долготы), подсветится кнопка-табло «Ввод»;
- наберите на ПУИШ значение « λ_0 » с точностью до десятых долей минуты, нажмите кнопку-табло «Ввод»; проверьте правильность ввода значения долготы всем трем каналам системы.

Установите на ПУИШ переключатель «Индикация» в положение «К/ΔК», а переключатель «Выбор канала» – поочередно в положения «1», «2» и «3». При всех положениях переключателя индицируется число «90» или «80», которое изменяется на «70» – «30» и далее через 1 до нуля.

Выставка считается законченной при $\Pi\Gamma = \varepsilon_0$. Светосигнальные табло «1 не готов», «2 не готов», «3 не готов», «Нет ВК» продолжают гореть.

Запишите значения балансировочных коэффициентов, истинного курса ВС в бортжурнал.

Установите переключатель режимов на «ПУР-5» в положение «Навигация». Светосигнальные табло «1, 2 и 3 не готов» должны погаснуть, а табло «Нет ВК» продолжает гореть.

Время выставки системы при температуре воздуха более 20 °С – 15 мин, при температуре воздуха от минус 20 °С – 20 мин, при температуре от минус 60 °С до минус 20 °С – 25 мин.

При необходимости ввода новых значений φ_0 , λ_0 после выхода системы на ПГ меньше «80» перевести систему на режим «Обогрев», затем в режим «Выставка». Если в процессе выставки ПГ периодически меняется на ПГ «30», а на ПУР мерцает светосигнальное табло «1, 2 или 3 не готов», подождать 5 мин и перевести систему в режим «Навигация».

Если переключатель режимов установить в положение «Навигация» в процессе выставки:

- при ПГ «50» и меньше – процесс выставки прекратится, и система перейдет в режим «Навигация» с ухудшенными характеристиками;
- при ПГ «70», «60» – процесс выставки будет продолжаться до ПГ «50» с последующим автоматическим переходом системы в режим «Навигация» с ухудшенными характеристиками.

Если в процессе выставки системы при положении переключателя на ПУИШ «УВС» включить ключ «4», в систему А-821 вводится $K_{ПЛО}$ относительно магнитного меридиана аэродрома выставки.

Запрещается включать выключатель «Счисление» на ПУИШ в процессе выставки системы.

Выставка системы А-826 методом двойное гирокомпасирование (ДГК)

Установите органы управления системы в исходное положение. Установите переключатель режимов на ПУР-5 в положение «Выст.», минуя положение «Обогр.», должны подсветиться светосигнальные табло «1 не готов», «2 не готов», «3 не готов», «Нет ВК». Убедитесь в индикации ПГ «90» по каждому каналу.

Включите режим «Двойное гирокомпасирование», для чего:

– нажмите на ПУИШ кнопку «6» и кнопку-табло «Ввод», в пятом разряде НЦИ высветится цифра «2» – признак метода выставки «Двойное гирокомпасирование». Введите в систему координаты φ_0 и λ_0 стоянки ВС. Проследите изменение значений ПГ всех каналов в последовательности: 90, 80, 70, 60, 50, 40, 30,...1, 00, 75, 70, 60, 50, 40, 30...1, 00. При ПГ = ε_0 выставка считается законченной. Продолжительность режима 40 мин.

Запишите значения балансировочных коэффициентов каждого канала и значение истинного курса в бортовой журнал.

Через 1 мин после окончания выставки перевести систему в режим «Навигация».

Примечания.

1. При необходимости допускается переключать систему до достижения значения ПГ «75» из режима выставки методом «Двойное гирокомпасирование» в режим выставки методом «Гирокомпасирование», для этого нажмите на ПУИШ кнопки-табло «4» и «Ввод», при этом цифра «2» в пятом разряде НЦИ должна погаснуть (при установке переключателя «Индикация» в положение «К/ΔК»).

2. Значение $K_{ПЛО}$, введенное в А-821 с пульта режимов (ключ «4» включен), индицируется на ПУИШ, отличное от МК ВС на величину $\pm 90^\circ$.

Подготовка системы в режиме «Курсовертикаль» (КВ)

Установите переключатель на пульте ПУР-5 в положение «КВ», должны подсветиться светосигнальные табло «1, 2, 3 не готов» и «Нет ВК». После погасания этих табло (кроме табло «Нет ВК») система готова к работе в режиме «КВ».

Установите на ПУР-5 переключатель «МК-ВК-ЗК» в положение «МК», наберите на счетчике «ЗК-ЗМС» значение ΔM_0 аэродрома и нажмите кнопку «Согласование», при этом:

- на ПНП № 2 (ПНП-72-11) штурмана и РМИ-2Б пилотов индицируется гиромагнитный курс;
- на ПНП № 1 (ПНП-72-10) штурмана и ПНП-72-16 пилотов – истинный курс стоянки ВС.

Введите в УВС по адресу «225» значение ΔM_0 аэродрома, включите и выключите ключ «4» на пульте ПР, проконтролируйте значение начального «К_{ПЛО}», введенного в А-821, набрав значение адресных данных «Ш».

Примечания.

1. Время подготовки системы в режиме «КВ» не более 3 мин при температуре более 20 °С и не более 10 мин при температуре минус 60 °С.

2. Режим «КВ» является резервным рабочим режимом системы и включается вручную (при необходимости ускоренного старта) установкой переключателя режимов на ПУР-5 в положение «КВ» или переключателей «КВ 1», «КВ 2», «КВ 3» (при этом светосигнальные табло «КВ 1, 2, 3») не горят, при отказе СЦВ они автоматически загораются.

3. В режиме «КВ», заданном с пульта ПУР-5, наряду с аналоговой информацией, выдается частично и цифровая информация, при этом гироскопический курс (ГПК) выдается с поправкой на вертикальную составляющую скорости вращения Земли.

4. При автоматическом переходе системы в режим «КВ» (загорелось табло «КВ 1, 2 или 3») выдается только аналоговая информация, а гиropolукомпасный курс ГПК – без поправки на вертикальную составляющую скорости вращения Земли.

Выставка системы А-826 по заданному курсу (ЗК)

При известном значении $ИК_0$ с точностью до $\pm 6'$ выставка системы может быть произведена по заданному курсу (ЗК).

Введите в систему значение $ИК_0$, для чего:

- установите на ПУИШ переключатель «Индикация» в положение «К/ΔК»;
- нажмите кнопку «2», подсветится кнопка «Ввод»;
- наберите на ПУИШ значение $ИК_0$, нажать «Ввод»;
- проверьте введение $ИК_0$ во все каналы системы;
- введите φ_0 и λ_0 местонахождения ВС.

Примечания.

1. Выставка системы по заданному курсу (ЗК) нецелесообразна.
2. Время выставки системы по ЗК не превышает 5 мин при условии предварительного прогрева в течение 10 мин при температуре более 20 °С, в течение 20 мин – при температуре минус 60 °С.

ГЛАВА 3

АППАРАТУРА ИНДИКАЦИИ, СВЯЗИ, УПРАВЛЕНИЯ АИСУ-1

3.1. Общие сведения

Аппаратура АИСУ-1 предназначена для коммутации и индикации пилотажных и навигационных параметров, вырабатываемых комплексом А-820.

В состав АИСУ-1 входят:

1. ПКП-77М-1 – прибор командно-пилотажный (2 шт.).
2. ПВ-151 – переключатель вертикалей (2 шт.).
3. ПНП-72-16 – прибор навигационный плановый (2 шт.); с переключателями кнопочными «Устан. ЗПУ».

ПНП-72-10 (ПНП № 1), ПНП-72-11 (ПНП № 2) – прибор навигационный плановый (2 шт.).

4. СИ-7-2 – селектор индикации (2 шт.).
5. СК-3-3 и СК-3-4 – селектор курса (2 шт.).
6. БСС-5 – блок сравнения сигналов (1 шт.). Расположен на раме РМ-26, на полу, правый борт, шп. № 10-11.
7. БСП-8-1 – блок связи с приборами (3 шт.).
8. БКС-6-1 – блок коммутации сигналов (2 шт.).

Блоки БСП с блоками-заглушками БЗ-3 и блоки БКС установлены на рамах РМ-17, РМ-18 на этажерках, шп. № 27 верхняя палуба, на левом и правом бортах. Рамы имеют вентиляторы для принудительного обдува блоков при их работе.

Блок БСС-5 выполняет две функции:

1) формирует импульсный сигнал на включение светосигнализатора «АГ Сравни» при расхождении показаний левого и правого ПКП-77М-1 по крену или тангажу более $7 \pm 2^\circ$;

2) формирует сигнал на включение светосигнализатора «Курс ПНП Сравни» при расхождении показаний курса на левом и правом ПНП-72-16 более $8 \pm 2^\circ$.

Блоки БСП-8-1 с блоками-заглушками БЗ-3 выполняют следующие функции:

1) сигнализируют на селекторах СИ и СК о включении режимов индикации и подключении к ПНП соответствующих датчиков информации;

2) коммутируют сигналы, поступающие на ПНП по командам от СИ или СК;

3) формируют интегральные сигналы отказов каналов АИСУ, которые появляются в виде флажка на счетчиках «ЗПУ» и дальности, бленкеров «К», «Г», «КС» на приборах ПНП, бленкеров «К», «Т», «АГ», «РВ» на приборах ПКП;

4) обеспечивает связь АИСУ-1 с аппаратурой оперативного контроля АОК-2.

Блоки-заглушки БЗ-3-3 (-4, -5) соединяют электрические цепи в блоках БСП-8-1 с целью использования унифицированных блоков БСП в различных схемах включения.

Блок БКС-6-1 выполняет следующие функции:

1) автоматически или по команде от ПВ-151 переключает сигналы крена γ и тангажа ν , поступающие на левый или правый ПКП с отказавшего основного канала А-826 на резервный;

2) автоматически переключает сигналы курса на левый или правый ПНП с отказавшего основного канала А-826 на резервный;

3) формирует сигнал на светосигнализатор «АГ на резерве» на ПВ-151 левый (правый) при переключении левого, правого ПКП на резервный канал;

4) формирует сигнал запрета автоматического переключения второго ПКП (ПНП) на резервный канал А-826, если к резервному каналу подключен один из ПКП (ПНП).

ПВ-151 – переключатель вертикалей выдает в блок БКС-6-1 команды для ручного и автоматического переключения информации о крене и тангаже ВС, поступающей на левый, правый ПКП с основного канала А-826 на резервный и сигнализации этих переключений (рис. 3.1а).

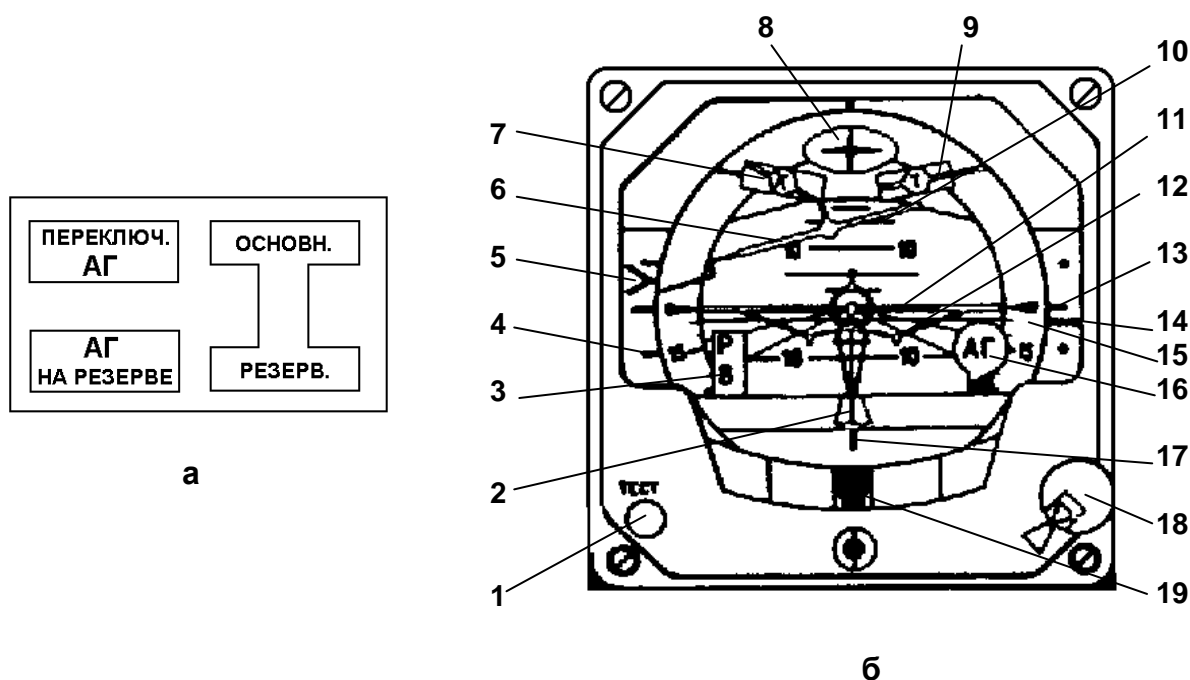


Рис. 3.1. Органы управления и индикации аппаратуры АИСУ-1

а) пульт переключателя вертикалей ПВ-151; б) прибор командно-пилотажный ПКП-77М-1: 1– кнопка «Тест-контроля»; 2 – совмещенный индекс малых высот и отклонение от курсовой зоны; 3 – бленкер «РВ» отказа радиовысотомера; 4, 5 – шкала и индекс отклонения от заданной скорости; 6 – совмещенный индекс команд по крену и тангажу; 7, 9 – бленкер отказа канала команд по крену и тангажу; 8 – индекс зенита; 10 – шкала тангажа; 11 – линия горизонта; 12 – символ самолета; 13, 14 – шкала и индекс отклонения от глиссады; 15 – шкала крена; 16 – бленкер «АГ» отказа авиагоризонта; 17 – шкала отклонения от курсовой зоны; 18 – кремальера установки начального тангажа; 19 – указатель скольжения

Если на ПВ-151 колпачок закрыт, то при отказе А-826 по первому или второму каналу в канале крена или тангажа соответствующий ПКП автоматически переключится с помощью блока БКС-6-1 на резервный (третий) канал А-826. При этом на соответствующем ПВ-151 загорится светосигнализатор «АГ на резерве», переключение другого ПКП на резерв становится невозможным. При отказе резервного (третьего) канала при отказавшем первом, втором каналах на соответствующем ПКП появится бленкер «АГ».

Если на ПВ-151 колпачок открыт, а переключатель остался в положении «Основн.», то при отказе первого или второго канала А-826 по крену или тангажу, на соответствующем ПВ-151 загорается светосигнализатор «Переключи АГ» и на ПКП появляется бленкер «АГ». После установки переключателя в положение «Резерв», светосигнализаторы «Переключи АГ» гаснет, загорается «АГ на резерве», бленкер «АГ» убирается, соответствующий ПКП работает от резервного (третьего) канала А-826.

При ручном переключении одновременное подключение обоих ПКП к резервному (третьему) каналу не рекомендуется.

СИ-7-2 – селектор индикации предназначен для подключения индикации к приборам ПНП левому и правому (ПНП-72-16) информации пилотажно-навигационных систем согласно включенному режиму. Режим индикации включается нажатием одной из восьми кнопок-табло: «Пос», «Нав», «АРК1», «АРК2», «VOR1/Зад», «VOR2/Зад», «VOR1/Тек», «VOR2/Тек».

Нажатие кнопки-табло сопровождается информационным подсветом, при повторном нажатии подсвет гаснет. Для регулировки и контроля интенсивности подсвета кнопок-табло на передней панели селектора расположена кнопка «Контр.» и ручка «Ярк.».

СК №1 (СК-3-3) – селектор курса предназначен для подключения индикации к прибору ПНП № 1 (ПНП-72-10) систем пилотажно-навигационной информации.

При включенной кнопке-табло «Нав» на приборе ПНП № 1 индицируется значение приведенного (условного) курса Ψ_{np} , при включенной кнопке-табло «Пос» значение гироманнитного курса $\Psi_{змк}$. Переключателем с положениями «УК1», «УК2», «УК3» к ПНП № 1 подключаются первый, второй, третий каналы приведенного (условного) курса системы А-826.

СК № 2 (СК-3-4) – селектор курса предназначен для подключения индикации к прибору ПНП № 2 (ПНП-12-11) систем пилотажно-навигационной информации. На передней панели расположены шесть кнопок-табло: «АРК1», «АРК2», «VOR1/Зад», «VOR2/Зад», «VOR1/Тек», «VOR 2/Тек».

Переключатель с положениями «ГМК-1», «ГМК-2», «ГМК-3» подключается к ПНП № 2 первый, второй, третий каналы гироманнитного курса системы СФК-3.

3.2. Функциональное назначение элементов индикации и управления системы АИСУ-1

ПКП-77М-1 – прибор командно-пилотажный используется в качестве указателя основного авиагоризонта.

В ПКП применен тип индикации «Вид с самолета на землю» (рис. 3.1). Сигналы крена и тангажа поступают на левый ПКП от первого канала, на правый ПКП от второго канала системы А-826. При отказе основного и резервного каналов системы А-826 появляется бленкер «АГ». Диапазон измерения углов крена $\pm 180^\circ$, углов тангажа $\pm 90^\circ$. Погрешность показаний крена и тангажа $\pm 0,7^\circ$ в диапазоне углов до 10° , свыше $15-30^\circ$ – $\pm 1,5 \dots 2,0^\circ$.

Команды по крену и тангажу поступают на совмещенный индекс команд на левый ПКП от вычислителей правого полукомплекта, на правый – от левого полукомплекта системы САУ-3-40. Отказ канала команды по

крену или по тангажу сигнализируется появлением на лицевой панели прибора бленкеров «К» или «Т».

Совмещенный индекс малой высоты и отклонения от курсовой зоны индицирует при заходе на посадку:

– отклонение ВС от равносигнальной зоны курсового радиомаяка, индекс перемещается влево, вправо относительно шкалы отклонения от курсовой зоны. На левый ПКП сигналы поступают от второго полукомплекта аппаратуры «Курс-МП», на правый ПКП – от первого полукомплекта;

– истинную высоту полета от 30 до 0 м, индекс перемещается вверх к символу ВС, имитируя сближение ВС с ВПП. При отключении радиовысотомера или его отказе индекс устанавливается в крайнее нижнее положение. На левый ПКП сигналы истинной высоты поступают от радиовысотомера № 2, на правый ПКП – от радиовысотомера № 1. При отключении или отказе радиовысотомера появляется бленкер «РВ».

Индекс отклонения от глиссады индицирует при заходе на посадку отклонение ВС от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка. На левый ПКП поступает сигнал от второго полукомплекта аппаратуры «Курс-МП», на правый – от первого полукомплекта.

Индекс отклонения от заданной скорости индицирует отклонение от заданного значения приборной скорости в режиме стабилизации скорости через руль высоты.

Для проверки прибора ПКП-77М-1 необходимо совместить индекс на кремальере тангажа с индексом на корпусе прибора, нажать и удерживать кнопку «Тест». При этом должны отработаться следующие параметры:

- шкала крена на $10 \pm 5^\circ$ против часовой стрелки (правый крен);
- шкала тангажа на $10 \pm 5^\circ$ вниз (набор высоты);
- индекс команд переместится вверх и повернется по ходу часовой стрелки;

- совмещенный индекс малой высоты и отклонения от курсовой зоны отклонится на 10 ± 5 мм влево и на 10 ± 5 мм вниз;
- должны появиться бленкеры «АГ», «К», «Т».

При отпускании кнопки все элементы индикации должны вернуться в исходное положение.

ПНП – прибор навигационный плановый используется для контроля положения ВС на заданной линии пути. На ВС установлено четыре прибора ПНП: у пилотов левый и правый ПНП (ПНП-72-16), у штурмана ПНП № 1 (ПНП-72-10) и ПНП № 2 (ПНП-72-11). На приборы ПНП непрерывно поступают сигналы приведенного или гироманнитного курса, сигналы от радионавигационных и пилотажных систем. Тип индикации «Вид с самолета на землю» (рис. 3.2).

Режим индикации на ПНП обеспечивается и управляется нажатием кнопок-табло на селекторах индикации СИ-7-2, селекторах курса СК-3-3 и СК-3-4.

Текущий курс индицируется на подвижной шкале относительно верхнего белого индекса в диапазоне от 0 до 360° через 5° , погрешность до $0,5$ град./ч. Сигналы курса поступают на левый ПНП – от первого канала, на правый ПНП – от второго канала системы А-826. При отказе первого или второго канала курса ПНП подключается на третий (резервный) канал системы А-826. При переключении одного из ПНП на резервный канал, автоматически блокируется возможность резервирования. При отказе первого и третьего, второго и третьего каналов курса на левом (правом) ПНП появляется бленкер «КС». При расхождении сигналов текущего курса левого и правого ПНП более, чем на $8 \pm 2^\circ$, загорается светосигнализатор «Курс ПНП сравн.», расположенный на верхнем пульте пилотов.

При включенной кнопке-табло «Нав» индицируется приведенный (условный) курс, при включенной кнопке-табло «Пос» или «VOR 1/Зад», «VOR 2/Зад» – гироманнитный курс ВС.

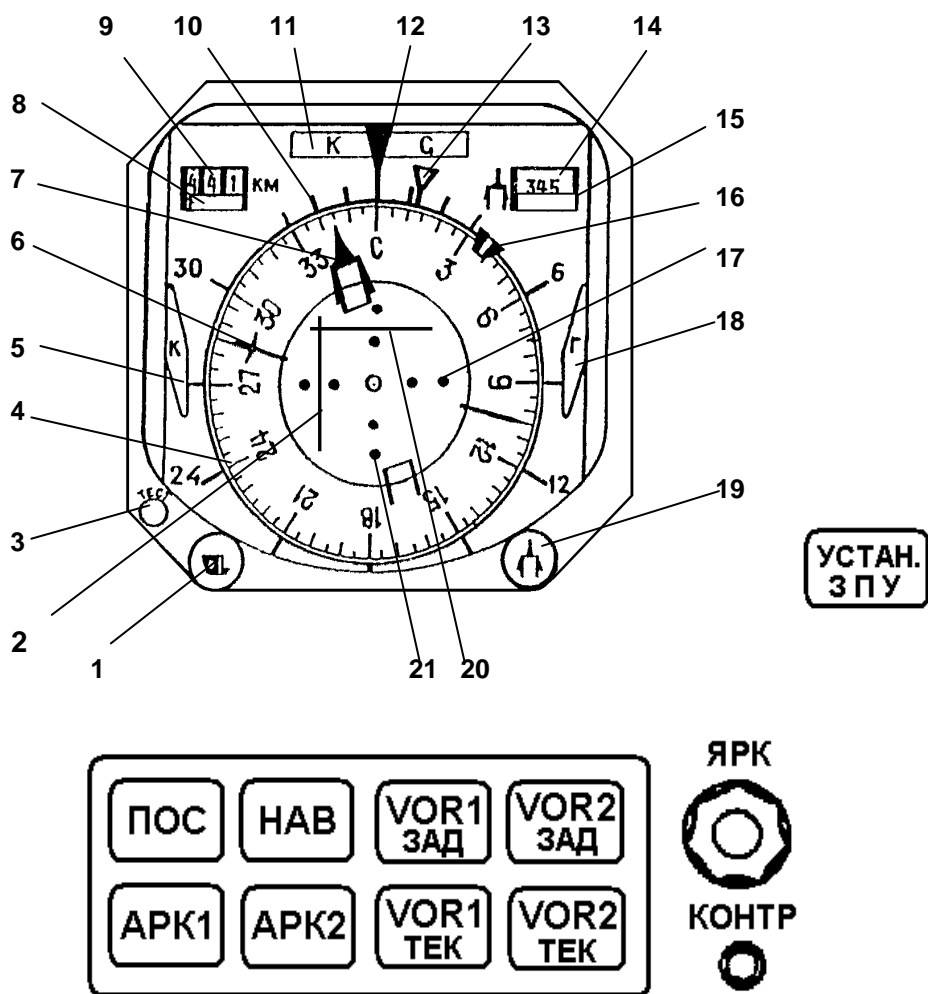


Рис. 3.2. Прибор ПНП с элементами управления:

1 – кремальера ЗК; 2, 17 – планка и шкала отклонения от ЛЗП или КРМ; 3 – кнопка «Тест-контроля»; 4 – шкала текущего курса; 5 – бленкер «К»; 6 – стрелка КУР и $A_{\text{тек}}$; 7 – стрелка ЗПУ; 8, 9 – счетчик дальности с бленкером отказа; 10 – шкала УС и КУР; 11 – бленкер «КС»; 12 – индекс отсчета курса; 13 – индекс УС; 14, 15 – счетчик ЗПУ с бленкером отказа; 16 – индекс ЗК; 18 – бленкер «Г»; 19 – кремальера ЗПУ; 20, 21 – планка и шкала отклонения от ГРМ

На ПНП № 1 (ПНП № 2) штурмана бленкер «КС» появляется при отказе первого, второго или третьего каналов системы А-826 в зависимости от положения переключателя на селекторе курса СК № 1 (СК № 2).

Заданный курс индицируется фигурным индексом желтого цвета, устанавливается по шкале курса кремальерой «ЗК» на левом, правом ПНП и на ПНП № 1 штурмана. В режиме управления «ЗК» (горит светосигнализатор «ЗК» на пульте режимов ПР САУ) заданный курс на управление ВС задается поворотом рукоятки «Курс» на пульте управления ПУ САУ.

Угол сноса «УС» индицируется индексом по внешней шкале в диапазоне от 0 до 30° через 10° по данным системы ДИСС-013.

Заданный путевой угол ЗПУ индицируется по счетчику и по стрелке. При полете по запрограммированному маршруту при включенных кнопках-табло «Нав» индицируется ЗПУ относительно истинного меридиана пройденного ППМ, рассчитываемый системой А-821 (УВС). При заходе на посадку при установке на верхнем пульте пилотов переключателей «ПУР № 1 Летч.-Штурм.» и «ПУР № 2 Летч.-Штурм.» в положение «Летч.» и включенной у ПНП левого (правого) кнопке-табло «Устан. ЗПУ», кнопке-табло «Пос» на селекторах СИ и СК – индицирует ПМПУ относительно магнитного меридиана центра ВПП, установленного кремальерой «ЗПУ» на левом (правом) приборе ПНП. При установке переключателей «ПУР № 1, № 2» в положение «Штурм.» индицирует ЗПУ, установленный кремальерой «ЗПУ» на ПНП № 2 штурмана, а при включенной кнопке-табло на СК № 2 «VOR 1/Зад» («VOR 2/Зад») индицирует заданный азимут маяка «VOR», установленный на селекторе СК аппаратуры «Курс-МП №1, (№ 2)». Одновременно на ПНП № 2 включается индикация направления полета «На» и «От» маяка.

Дальность до текущего ППМ, определяемая системой А-821, индицируется по счетчику на левом, правом ПНП и на ПНП № 1 штурмана при включенной на СИ и СК № 1 кнопке-табло «Нав», а на ПНП № 1 штурмана при включенной на СК № 1 кнопке-табло «Пос» – дальность до торца ВПП аэродрома посадки. Закрывание шторкой счетчика дальности сигнализирует отказ боковой программы системы А-821. На ПНП № 2 штурмана – дальность до наземного радиомаяка, определяемую аппаратурой РСБН или СД в зависимости от положения переключателя «СД № 1 – РСБН – СД № 2» на приборной доске штурмана.

Боковое отклонение от ЛЗП, определяемое системой А-821, индицируется планкой курса относительно точечной шкалы при включенной на

селекторе СИ и СК № 1 кнопке-табло «Нав». При включенной кнопке-табло «Пос» – отклонение от равносильной зоны КРМ, определяемое аппаратурой «Курс-МП» или РСБН. При включенной на СИ кнопке-табло «VOR 1/Зад» («VOR 2/Зад») – отклонение от направления на радиомаяк «VOR», определяемое первым (вторым) комплектом аппаратуры «Курс-МП», индикация планки только на левом и правом ПНП. При отказе курсового канала на приборах появляется бленкер «К».

Отклонение от равносигнальной зоны ГРМ, определяемое аппаратурой «Курс-МП» или РСБН, индицируется планкой глиссады относительно точечной шкалы при включенной на СИ и СК № 1 кнопке-табло «ПОС». При отказе глиссадного канала аппаратуры «Курс-МП» или РСБН, на приборах появляется бленкер «Г». Курсовой угол радиомаяка (КУР) или текущий азимут ВС $A_{тек}$ индицируется единой стрелкой по внешней и внутренней шкалам соответственно. Индикация КУР, определяемая «АРК № 1» («АРК № 2») осуществляется острым концом стрелки по шкале КУР при включенной на СИ и СК № 2 кнопке-табло «АРК № 1» («АРК № 2»).

Индикация $A_{тек}$, определяемая первым (вторым) комплектом аппаратуры «Курс-МП», осуществляется коротким концом стрелки по шкале текущего курса при включенных на СИ и СК № 2 кнопках-табло «VOR 1/Тек», («VOR 2/Тек»).

Для проверки прибора ПНП тест-контролем необходимо на приборе нажать и удерживать кнопку «Тест», при этом отрабатываются следующие параметры:

- шкала курса должна отклониться на $20 \pm 5^\circ$ по часовой стрелке;
- стрелка ЗПУ должна повернуться на $20 \pm 5^\circ$ против часовой стрелки; показания счетчика уменьшиться на $20 \pm 5^\circ$;
- индекс ЗК должен повернуться на $10 \pm 5^\circ$ против часовой стрелки;
- индекс угла сноса на $10 \pm 5^\circ$ переместиться влево;

– должны появиться бленкеры «КС», «К», «Г», и загореться светосигнализаторы «Курс ПНП сравни».

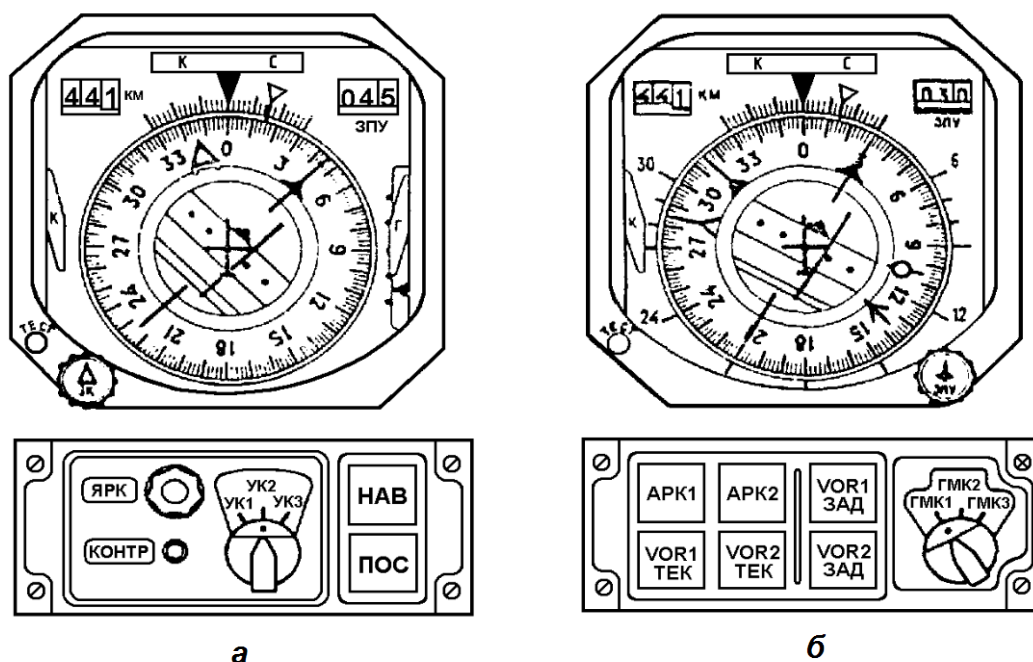


Рис. 3.3. Приборы навигационно-плановые:

А – ПНП-72-10 (ПНП № 1) с селектором курса СК-3-3 (СК № 1); б – ПНП-72-11 (ПНП № 2) с селектором курса СК-3-4 (СК № 2)

3.3. Система индикации и контроля пространственного положения ВС СИКПП-124-100

Система СИКПП-124-100 предназначена для определения и индикации положения ВС относительно плоскости истинного горизонта (рис. 3.4).

Состав СИКПП-124-100:

1. ПКП-77М-1 – прибор командно-пилотажный (2 шт.).
2. АГР-74М-15 серия 2 – авиагоризонт резервный (1 шт.).
3. УКТ-4Р – указатель крена и тангажа (1 шт.).
4. ДА-30П – комбинированный прибор (2 шт.).
5. БСС-5 – блок сравнения сигналов (1 шт.).

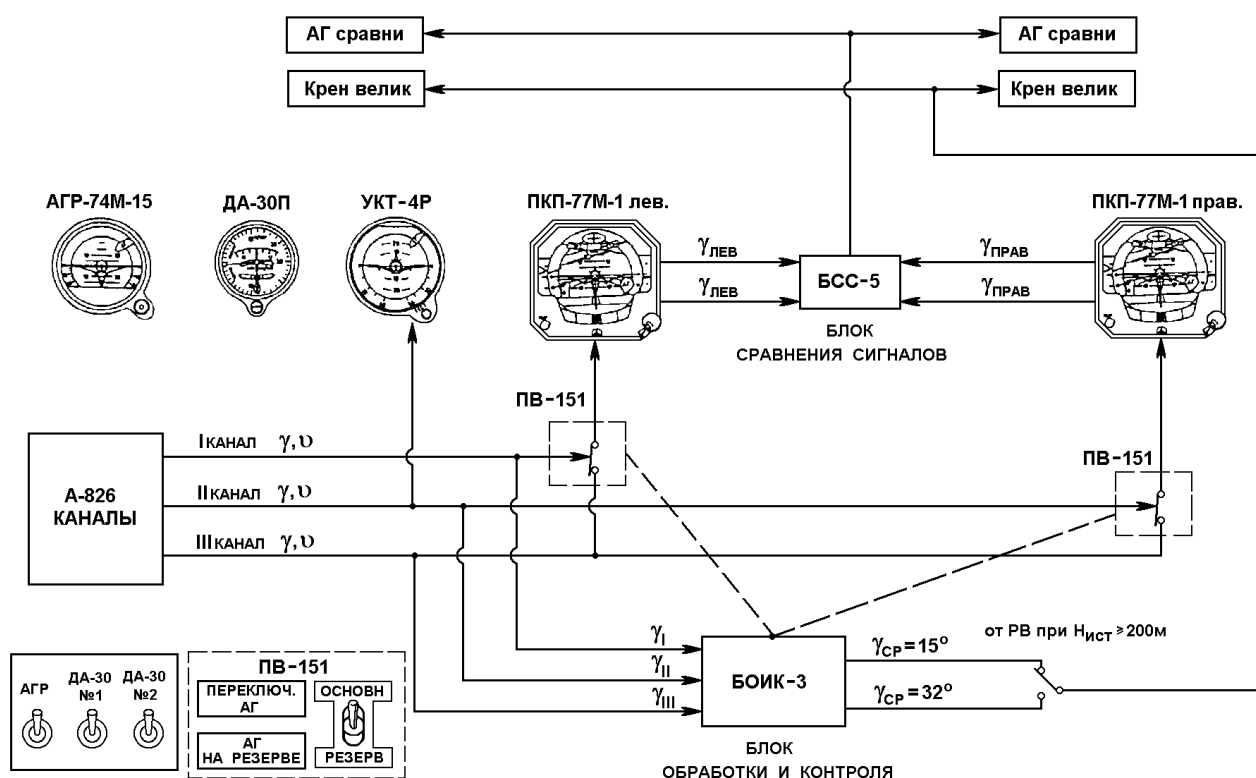


Рис. 3.4. Система индикации и контроля пространственного положения ВС СМКПП-124

В качестве указателей основных авиагоризонтов используются приборы ПКП-77М-1. Информация об углах крена и тангажа ВС поступает от трехканальной системы А-826. На левый ПКП сигналы крена и тангажа подаются от первого канала, на правый ПКП – от второго канала, третий канал является резервным. При отказе первого (второго) канала системы – А-826 происходит автоматическое переключение ПКП левого (правого) на третий (резервный) канал системы А-826. При этом на пульте ПВ-151 левом (правом) загорается светосигнализатор «АГ на резерве».

Непрерывное сравнение сигналов крена и тангажа основных авиагоризонтов осуществляется блоком БСС-5. При расхождении сигналов крена или тангажа левого и правого ПКП более, чем на 7° загораются светосигнализаторы «АГ Сравни».

При отказе первого и третьего или второго и третьего канала системы А-826 по крену или тангажу на левом (правом) приборе ПКП-77М-1 появляется бленкер отказа «АГ».

УКТ-4Р – указатель крена и тангажа установлен на приборной доске штурмана, позволяет ему контролировать величину крена при проведении коррекции местоположения ВС с помощью бортовых радиолокаторов.

В указателе применен тип индикации «Вид с земли на самолет». Сигналы крена и тангажа на УКТ-4Р выдаются от второго канала системы А-826. Электропитание осуществляется совместно с электроцепями второго канала системы А-826.

Перед полетом через 3 мин после включения системы А-826 показания УКТ-4Р по крену и тангажу должны дублировать показания правого ПКП-77М-1, одновременно должны убратся бленкеры «АГ». Для проверки работоспособности прибора на лицевой панели указателя нажмите и удерживайте кнопку «Тест». Появляется бленкер «АГ», индицируется правый крен и набор высоты с углами крена и тангажа не менее 30°. Отпустить кнопку «Тест», бленкер «АГ» должен убратся, показания прибора вернуться в исходное положение.

В полете при отказе второго канала системы А-826 на указателе УКТ появляется бленкер «АГ».

АГР-74М-15 (серия 2) является резервным авиагоризонтом, используется для индикации углов крена в диапазоне $\pm 180^\circ$, углов тангажа в диапазоне $\pm 90^\circ$ с погрешностью не более $\pm 1,5^\circ$. В указателе применена индикация «Вид с самолета на землю». Принцип действия авиагоризонта основан на свойстве устойчивости и прецессии гироскопа с тремя степенями свободы, главная ось которого непрерывно устанавливается в вертикальном положении механической маятниковой коррекции.

На лицевой панели указателя имеется ручка «Арретир» для принудительного механического приведения осей гироскопа в рабочее положение. После включения электропитания прибора необходимо ручку арретира вытянуть на себя до упора, повернуть против часовой стрелки, снять с фиксатора и отпустить. После разгона гиromотора, не позднее чем через

3 мин после включения электропитания, красный бленкер «АГ» должен убраться из видимой зоны шкалы. При совмещении индексов на кремальере и корпусе прибора авиагоризонт должен показать стояночные углы крена и тангажа ВС.

Авиагоризонт АГР-74М-15 имеет собственное устройство сигнализации отказа электропитания. При отказе одной из фаз по переменному току напряжением 36 В частотой 400 Гц на указателе появляется бленкер отказа «АГ». Показания углов крена и тангажа в авиагоризонте АГР-74М-15 не контролируются. Оценка правильности показаний АГР выполняется только визуально путем сравнения с показаниями основных авиагоризонтов левого и правого ПКП-77М-1 и ДА-30П.

Электропитание авиагоризонта АГР-74М-15 осуществляется переменным трехфазным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от статического преобразователя ПТС-25М. Выключатель «АГР» установлен на левой дополнительной панели верхнего пульта пилотов.

ПТС-25М установлен на верхней палубе ВС по правому борту, шп. № 25.

ДА-30П – предназначен для измерения и индикации:

- величины вертикальной скорости подъема или спуска ВС;
- направления разворота и ориентировочной величины крена ВС;
- наличия скольжения.

Два прибора ДА-30П установлены на приборной доске пилотов. Электропитание приборов осуществляется переменным трехфазным током напряжением 36 В частотой 400 Гц. Выключатели «ДА-30 № 1», «ДА-30 № 2» установлены на левой и правой дополнительных панелях верхнего пульта пилотов. Время готовности – 3 мин.

ДА-30П является комбинированным прибором и состоит из 3-х указателей: вариометра, указателя поворота и указателя скольжения.

Принцип действия вариометра основан на измерении манометрической коробкой запаздывания выравнивания давлений в коробке и корпусе

прибора. Коробка соединена непосредственно с магистралью статического давления, а корпус – через капилляр. В схеме измерения вертикальной скорости электропитания не требуется. Шкала вариометра с диапазоном от 0 до 30 м/с, цена деления 1 м/с в диапазоне от 0 до 10 м/с и 2 м/с – от 10 до 30 м/с. Для установки стрелки в нулевое положение на приборе имеется кремальера. Максимально допустимая величина смещения стрелки относительно нуля не более 0,5 м/с.

Принцип действия указателя поворота основан на свойстве прецессии гироскопа с двумя степенями свободы. В прямолинейном полете гирузел удерживается в нейтральном положении с помощью пружин и стрелка указателя находится на нуле. При разворотах ВС по курсу возникает гироскопический момент, под действием которого гироскоп прецессирует и отклоняет стрелку указателя. Угол отклонения стрелки прибора зависит от угловой скорости разворота ВС и угла поперечного крена, который, в свою очередь, зависит от линейной (истинной) скорости полета.

Для использования ДА-30П в качестве резервного авиагоризонта шкала отградуирована для индикации поперечного крена 15, 30 и 45. Показания прибора правильные при $V_{ист} = 400$ км/ч. При $V_{ист} > 400$ км/ч показания прибора занижены, а при $V_{ист} < 400$ км/ч показания прибора завышены.

Принцип действия указателя скольжения основан на свойстве физического маятника.

3.4. Особенности летной эксплуатации АИСУ-1

А. Предполетная подготовка и проверка авиагоризонтов

Рекомендуется включать авиагоризонты до запуска двигателей. После постановки ВС под напряжение включить системы комплекса А-820 (А-826, А-821, А-825, ДИСС, АРК, «Курс-МП»). Выполнить выставку

системы А-826 и подготовить индикацию на приборах ПНП. Время готовности левого, правого ПКП и УКТ определяется готовностью к работе системы А-826. Включить выключатели электропитания «АГР», «ДА-30 № 1», «ДА-30 № 2».

На АГР через 5 с после включения электропитания вытянуть ручку арретира «на себя» до упора, повернуть против часовой стрелки, снять с фиксатора и отпустить. Не позднее 3 мин бленкер «АГ» должен убраться с лицевой панели указателя. Потянуть ручку арретира «на себя» до упора. Не позднее 5 с АГР должен заарретироваться, и на лицевой панели появиться бленкер «АГ». Отпустить ручку арретира, бленкер «АГ» должен убраться.

На левом, правом ПКП и АГР совместить индекс на кремальере тангажа с индексом на корпусе прибора. Показания авиагоризонтов ПКП, УКТ и АГР по крену и тангажу должны соответствовать стояночным углам ВС, бленкеры «АГ» убраны, то есть авиагоризонты исправны.

На ПВ-151 переключатель должен быть установлен в положение «Основн.» и закрыт колпачком.

На приборах ПКП, УКТ и ПНП нажать кнопку «Тест», должны отработаться контрольные значения. После отпускания кнопки показания прибора должны вернуться в исходное положение.

На левом и правом селекторе индикации СИ-7-2 нажать кнопку «Контроль» для проверки исправности кнопок-табло.

На рулении убедиться, что:

- при разворотах ВС все авиагоризонты не изменяют показания крена и тангажа;
- стрелки указателя поворота ДА-30П отклоняются в сторону разворота;
- на ПНП индицируется текущий курс.

На исполнительном старте:

- светосигнальные табло не горят;

– на авиагоризонтах бленкеры «АГ» убраны и символы ВС совпадают с линией горизонта.

Б. В полете

Непрерывно контролировать и сравнивать показания основных авиагоризонтов ПКП по крену и тангажу с резервным АГР, а также с указателем ДА-30П. При отказах первого, второго каналов системы А-826 по крену (тангажу) предусмотрено автоматическое переключение на резервный (третий) канал. Если на левом (правом) ПКП появился бленкер «АГ» и светосигнализатор «АГ на резерв» не загорелся, то переключатель «Основн.-Резерв» на ПВ-151 установить в положение «Резерв.». Бленкер «АГ» на приборе ПКП должен убратся, светосигнализатор «АГ на резерв.» загореться. Одновременное ручное переключение левого и правого ПКП на резервный канал системы А-826 не рекомендуется.

Если мигает красный светосигнализатор «АГ Сравни», это свидетельствует о расхождении показаний по крену (тангажу) левого и правого ПКП более $7\pm 2^\circ$. При этом пилотировать по АГР, ДА-30П, не допуская величины крена более 15° .

Если загорелся желтый светосигнализатор «Курс-ПНП сравн.», то это свидетельствует о расхождении показаний по курсу левого и правого ПНП. Экипажу рекомендуется выявить неисправный канал курса системы А-826, пользуясь переключателями на селекторах курса СК № 1 и СК № 2. При включенной на селекторе курса СИ-7-2 кнопке-табло «Нав» штурману установить на СК № 1 переключатель в положение «УК 1», «УК 2», «УК 3». При каждом положении переключателя записать показания курса на ПНП № 1, при этом пользоваться показаниями курса на левом ПНП, если значения УК 2 отличаются от УК 1 и УК 3, – правым ПНП, если значения УК 1 отличаются от УК 2 и УК 3 (рис. 3.5).

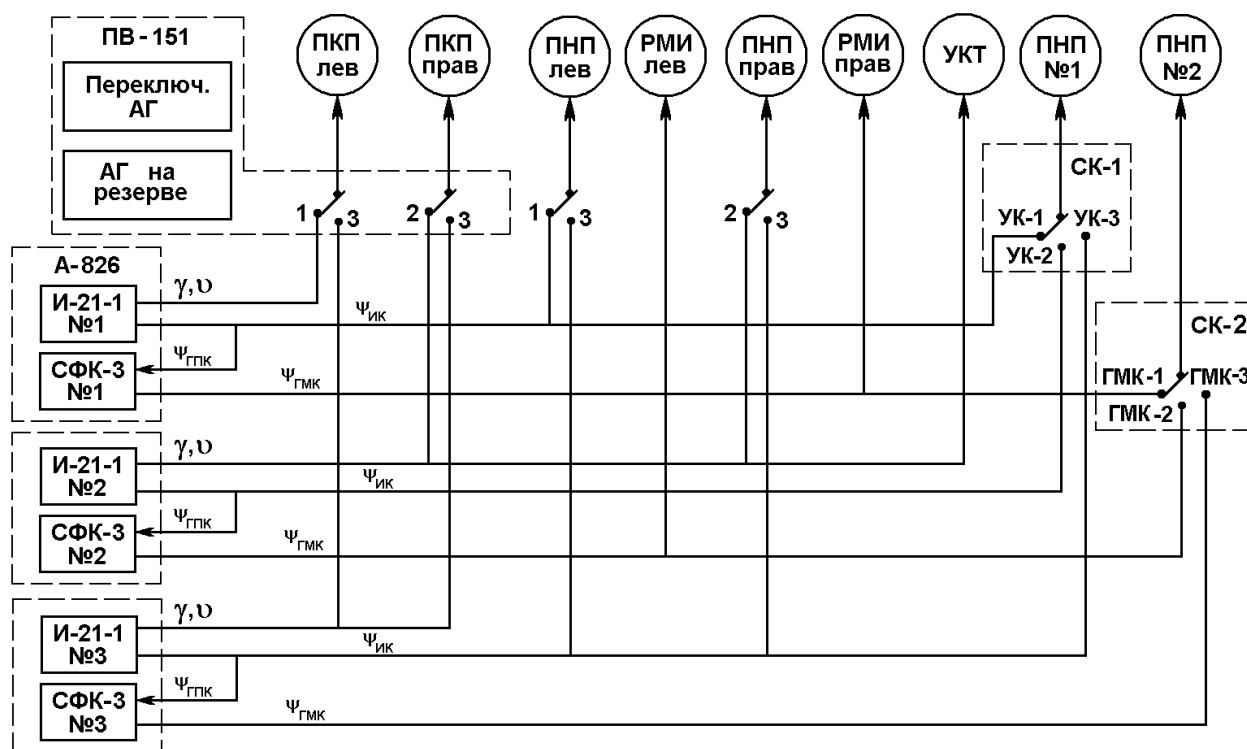


Рис. 3.5. Схема распределения сигналов от системы А-826

При включенной на селекторе курса СИ-7-2 кнопке-табло «Пос» или «VOR 1/Зад» («VOR 2/Зад») штурману установить на СК № 2 переключатель в положение «ГМК-1», «ГМК-2», «ГМК-3», записать показания курса на ПНП № 2. При этом пользоваться показаниями курса на левом ПНП и правом РМИ-2Б, если значения ГМК-2 отличаются от ГМК-1 и ГМК-3, – правым ПНП и левым РМИ-2Б если ГМК-1 отличаются от ГМК-2 и ГМК-3.

3.5. Методика включения в полете в режим «КВ» канала инерциальной системы И-21-1 (ИС), давшего сбой (перезапуск)

1. Загорелись светосигнализаторы «ИС1-отказ» или «ИС2-отказ» или «ИС3-отказ»; при отказе двух каналов И-21-1 в одном из вариантов: «ИС1-отказ-ИС2-отказ», «ИС1-отказ-ИС3-отказ», «ИС2-отказ-ИС3-отказ». При отказе трех каналов (полный отказ) системы И-21-1 загораются

светосигнализаторы «ИС1-отказ, ИС2-отказ, ИС3-отказ». Приборы пространственного положения ВС ПКП, УКТ, ПНП дают ложную информацию в отказавших каналах.

2. На пульте ПУР-5 переключатель сбойного канала установить в положение «КВ», переключатель режимов должен оставаться в положении «Навиг.»

3. В техническом отсеке на блоке коммутации БК-27 отказавшего канала системы И-21-1 нажать кнопку «Контроль ламп», все светосигнализаторы должны загореться, при отпускании кнопки – погаснуть, то есть светосигнализаторы исправны. Для определения неисправности нажать кнопку «Контроль отказов», должны загореться светосигнализаторы неисправной цепи. Рекомендуется записать отказавшие блоки для памяти.

4. В техническом отсеке на ЦРУ 27 левого борта при отказе первого, третьего канала, на ЦРУ 27 правого борта при отказе второго канала выключить автоматы защиты АЗК сбойного отказавшего канала.

5. Для снятия сигнала отказа на блоке БК-27 одновременно нажать на 1 с две кнопки «Контроль ламп» и «Контроль отказов». Проконтролировать снятие сигнала отказа повторным нажатием кнопки «Контроль отказов».

6. По истечении 5 мин полета в прямолинейном установившемся полете включить АЗК, убедиться, что включились выпрямительные устройства ВУ-3Б, система СФК-3 и вентиляторы на раме Р-23 (МБ-5).

7. На пульте ПУР-5 должен загореться светосигнализатор «Не готов», переключатель «Выбор канала» установить в положение сбойного канала. При ПГ-72 гаснет светосигнализатор «ИС-отказ».

8. Через 3 мин выставка должна быть закончена, на пульте ПУР-5 гаснет светосигнализатор «Не готов». На приборах ПНП убирается бленкер «КС», на ПКП – бленкер «АГ».

ГЛАВА 4

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САУ-3-400

4.1. Назначение и общие сведения

Система САУ предназначена для автоматического и полуавтоматического (директорного) управления ВС при полете по маршруту и при заходе на посадку.

Система САУ обеспечивает:

- стабилизацию курса и угла тангажа с погрешностью $\pm 0,5^\circ$;
- управление ВС через рукоятки на пульте управления ПУ: «Крен» с креном до 28° , «Спуск-Подъем» с углом тангажа на пикирование до 10° , на кабрирование до 15° ;
- стабилизацию приборной скорости в диапазоне $V_{np} = 250 \dots 570$ км/ч с погрешностью $\pm 5,6$ км/ч или числа М в диапазоне $M = 0,706 \dots 0,750$ с погрешностью $\pm 0,005$ через управление рулем высоты РВ;
- стабилизацию барометрической высоты в установившемся режиме на маршруте с погрешностью ± 10 м и ± 20 м на предпосадочном маневре;
- управление заданным курсом (ЗК) через рукоятку «Курс» на пульте управления ПУ;
- управление заданным путевым углом (ЗПУ) от приборов ПНП пилотов или штурмана с погрешностью $\pm 0,5^\circ$;

- автоматическое и полуавтоматическое управление боковым движением ВС по сигналам управляющей вычислительной системы (УВС) А-821 с погрешностью $\pm 0,2$ км от заданной линии пути ЗЛП (ΔZ);
- автоматическое и полуавтоматическое управление заходом на посадку АЗП, ДЗП по сигналам радиотехнических средств (РТС) посадки по I категории ИКАО;
- формирование пилотажной информации на командные индексы приборов ПКП-77М-1;
- автоматический контроль в полете до требуемого уровня безопасности, сигнализацию режимов работы и отказов с отключением отказавших полуккомплектов;
- контроль САУ на земле с помощью пульта контроля ПК-31-04 и ее связей с другими системами с помощью аппаратуры оперативного контроля АОК-2;
- выдачу информации о состоянии системы САУ в бортовые средства регистрации полетных данных «Тестер-М» и БАСК.

Предусмотрены, но не задействованы следующие режимы и светосигнализаторы:

- стабилизация и управление приборной скоростью через автомат тяги;
- стабилизация числа М через автомат тяги;
- стабилизация и управление вертикальной бароинерциальной скоростью;
- автоматический выход на высоту эшелона $H_{эш}$, установленную на пульте ПВМ-1М;
- автоматическое и полуавтоматическое управление боковым движением ВС по сигналам инерциальной навигационной системы (ИНС) А-826;
- автоматический и полуавтоматический предпосадочный маневр (ПМ) по сигналам УВС;

- автоматическое управление заходом на посадку (АЗП) по сигналам РТС посадки по II категории ИКАО;
- автоматическое управление уходом на второй круг.

Светосигнализаторы: «АТ-Нет Резерва», «Тягой управляет», «2 Катег. Запрещена», «2 Круг-Отказ», « Δ » – интегральный сигнализатор отказа (ИСО).

« Ψ » – управление ВС только в штурвальной режиме, сигнализирует о невозможности продолжения автоматического захода на посадку и автоматического ухода на второй круг.

Система САУ-3-400 представляет собой комплекс датчиков, вычислителей, блоков контроля, коммутации, усилителей и исполнительных механизмов.

САУ состоит из четырех каналов: ψ – курса, γ – крена, ν – тангажа и автомата тяги (АТ – не задействован).

Каналы курса и крена образуют боковой канал, а канал тангажа – продольный канал управления ВС.

Каждый канал включает в себя вычислительную часть и сервопривод. Вычислительная часть каждого из каналов – четырехканальная и состоит из двух полукомплектов левого № 1 и правого № 2. Каждый из полукомплектов состоит из двух подканалов А и Б (1А, 1Б, 2А, 2Б).

Каждый канал имеет автоматизированную встроенную систему контроля (ВСК), которая охватывает все режимы работы.

Четырехкратное резервирование вычислительной части канала обеспечивает нормальную работу вычислителей до третьего отказа. При отказе двух п/к выдается сигнал «Нет резерва», а при отказе трех п/к выдается сигнал отказа «Креном управляй» или «Тангажом управляй» с отключением неисправного канала.

Датчики угловых скоростей и линейных ускорений ВС относительно осей устойчивости Y_c , X_c , Z_c автономные для каждого подканала вычислительной части. Датчики положения рулей направления, высоты, элеронов,

внутренних и внешних закрылков – четырехканальные, каждый канал которых выдает сигналы в соответствующие подканалы вычислительной части. Сигналы курса, крена, тангажа, высотно-скоростные параметры, пилотажно-навигационная информация, поступающая из сопряженных систем, также зарезервированы.

С системой САУ-3-400 функционально связаны:

- навигационные системы А-826, А-821М, ДИСС-Ш013, А-031, «Курс-МП-70»;
- системы пилотажного комплекса: ИК ВСП-1-7Ф, АИСУ-1, СБ-400, СК_шРН, СК_шРВ, САЗ крена, САЗ тангажа;
- самолетные системы: СЭС, САС, сигнализация и обжатие шасси, системы управления закрылками.

Функции сервоприводов в каналах крена и тангажа выполняют электрогидроэлектрические четырехканальные системы автоматической загрузки САЗ крена и САЗ тангажа. САЗ обеспечивают нормальное перемещение механической проводки элеронов и руля высоты до третьего отказа, после которого САЗ и соответствующий канал САУ отключаются. Во всех режимах САУ к механической проводке рулей подсоединены активные двухканальные рулевые агрегаты САЗ, а резервные находятся в «горячем» резерве. Сервопривод канала курса – электромеханическая двухканальная рулевая машина, которая обеспечивает нормальное перемещение механической проводки руля направления до второго отказа с отключением неисправного канала курса.

При включенной системе САУ-3-400 вычислители САУ по сигналам датчиков, сопряженных систем и пультов управления формируют и выдают команды на рулевую машину руля направления, в системы САЗ крена и САЗ тангажа, которые перемещают органы управления ВС. Сигналы с датчиков обратной связи обнуляют сигналы рассогласования. Режимы работы задаются с пультов управления САУ, информационного комплекса

ИКВСП-1-7Ф, систем А-826 и А-821. Исправная работа канала контролируется сравнением управляющего сигнала с выходов вычислителя с сигналом устройства кворумирования.

При включении продольного канала САУ-3-400 подается сигнал в систему триммирования и балансировки СТБ-400 для включения режима автоматического триммирования тракта управления рулем высоты.

Электропитание САУ-3-400 осуществляется:

- постоянным током напряжением 27 В через шесть АЗК от левого и правого РУ 27 В;
- трехфазным током напряжением 36 В частотой 400 Гц через восемь АЗК от РУ 36 В левый и РУ 200/115 В и 36 В частотой 400 Гц правый;
- трехфазный ток напряжением 200 В частотой 400 Гц через четыре АЗК от левой и правой ЦРУ 200/115 В частотой 400 Гц.

При включении наземных или бортовых источников электропитание через включенные автоматы защиты подается в блоки и на датчики системы САУ.

4.2. Органы управления, индикации и контроля системы САУ-3-400

К органам управления относятся (рис. 4.1):

1. Пульт сигнализации ПС-172-02 (1 шт.) Расположен на верхнем пульте пилотов.
2. Пульт режимов ПР-173Д (1 шт.). Расположен на панели козырька приборной доски пилотов.
3. Пульт управления ПУ-165-01 (1шт.). Расположен на центральном пульте пилотов.

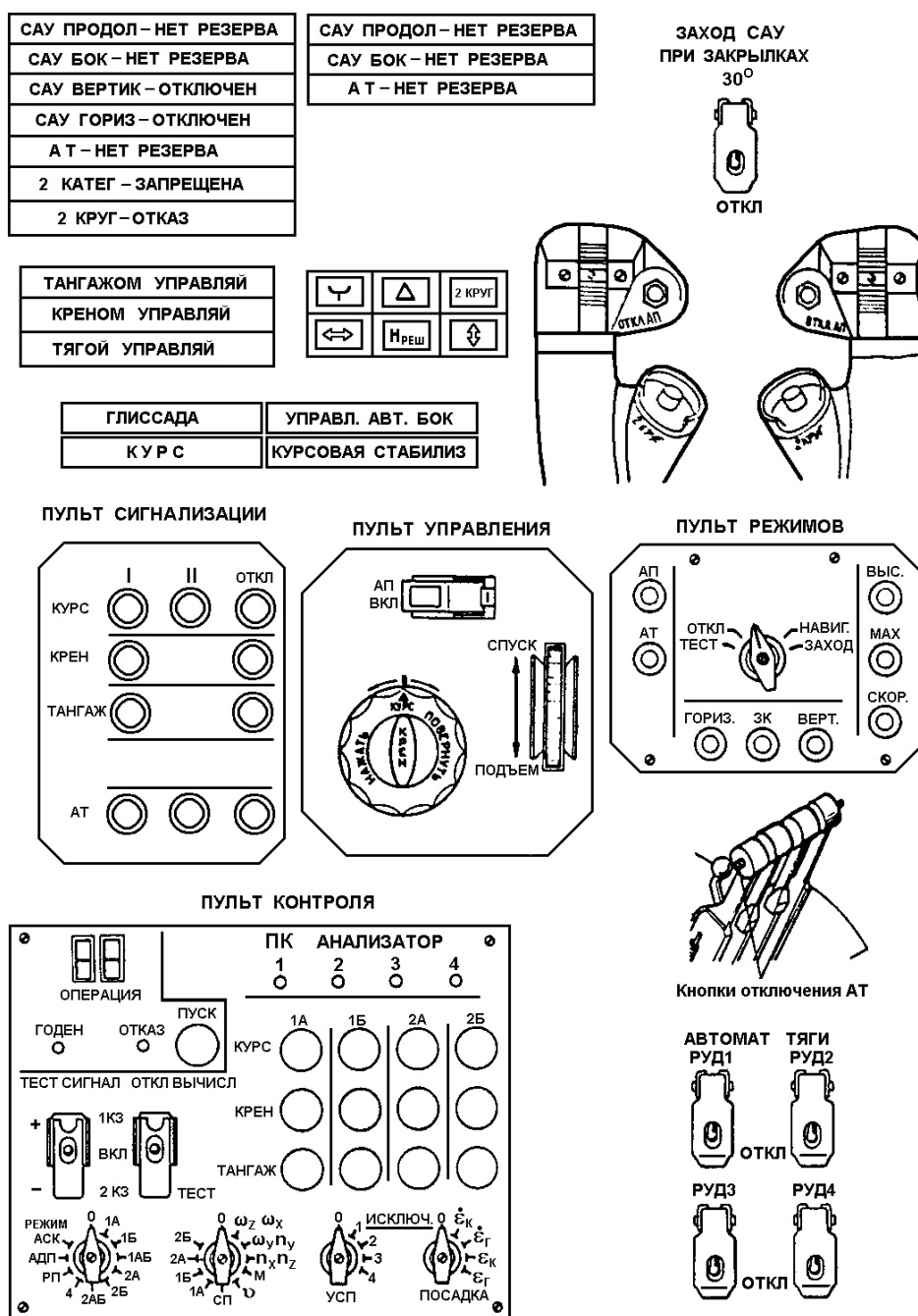


Рис. 4.1. Органы управления, индикации и контроля системы САУ-3-400

4. Пульт контроля ПК-31-04 (1 шт.). Расположен на панели правого бокового пульта.

5. Кнопка «Откл. АП» (2 шт.). Расположены на штурвалах пилотов.

6. Переключатель «Заход САУ» с положениями «При закрылках 30° – Откл.». Расположен на центральном пульте пилотов.

При установке переключателя в положение «При закрылках 30°» в САУ выдается сигнал – имитация выпуска закрылков на угол 30°. На приборах

ПКП-77-1 убирается бленкер «Т» в режимах АЗП и ДЗП. По доработке переключатель аннулирован.

7. Переключатель на пять положений: «ЗПУ – УВС – ИС1 – ИС2 – ИС3», расположен на правой приборной панели штурмана.

8. Светосигнализаторы режимов и отказов системы САУ-3-400 расположены на приборных досках пилотов, штурмана и бортинженера.

Пульт светосигнализации (ПС) предназначен для отдельной сигнализации включения и отключения каналов крена, тангажа и одного из полукомплектов канала курса, а также сигнализации автоматического переключения с одного полукомплекта на другой в канале курса.

Пульт режимов (ПР) предназначен для сигнализации, включения и отключения: каналов крена, тангажа и одного из полукомплектов канала курса, различных режимов работы САУ в боковом и продольном каналах управления ВС в зависимости от переключателя режимов с положениями «Тест», «Откл.», «Навиг.», «Заход».

Пульт управления (ПУ) предназначен для:

- подготовки к включению, а также отключения всех режимов и каналов системы САУ переключателем «АП вкл.»;
- управление ВС с помощью рукояток «Крен», «Курс», «Спуск-Подъем» при включенной системе САУ.

Пульт контроля (ПК) обеспечивает предполетную и послеполетную проверку всех каналов и полукомплектов системы САУ-3-400, поиск и обнаружение неисправностей с глубиной до сменного блока, датчика.



Светосигнализаторы режимов работы САУ-3-400:


- «Курсовая стабилиз.» (зеленый) – сигнализирует пилотам и штурману о включении канала крена на режим стабилизации текущего курса;
- «Курс» (зеленый) – сигнализирует пилотам о включении бокового канала САУ на режим захода на посадку по сигналам КРМ. Условия

включения: включен канал крена САУ, на приборах ПНП убран бленкер «К», переключатель режимов на ПР в положении «Заход» и включена кнопка-лампа «Гориз»;

– «Глиссада» (зеленый) – сигнализирует пилотам о включении продольного канала САУ на режим захода на посадку по сигналам ГРМ. Условия включения: включен канал тангажа САУ, закрылки выпущены на угол 30° , на приборах ПНП убран бленкер «Г», на ПКП убран бленкер «Т», переключатель режимов на ПР установлен в положение «Заход», включены кнопки-лампы «Гориз», «Вертик»;

– «Управл. Авт. Бок.», «Управл. УВС Бок.» (зеленый) – сигнализирует пилотам и штурману о включении бокового канала САУ на режим автоматического управления по сигналам УВС (А-821М). Условия включения: включен канал крена САУ, переключатель режимов на ПР в положении «Навиг», устойчиво работает комплекс УВС, на приборах ПНП убран бленкер «К», включена кнопка-лампа «Гориз»;

–  – «Предел курса»,  – «Предел глиссады» (желтый) – сигнализируют пилотам превышение предельного отклонения ВС от равносильной зоны курса и глиссады при заходе на посадку на высотах ниже 200 м ($H_{уст} = 200-60$ м). Условия включения: режим захода ДЗП или АЗП, готовность КРМ и ГРМ, $H_{уст} \leq 200$ м, отклонение курсовой, глисадной планки от центрального кружка на ПНП более $\pm 1,5$ точки;

–  – «Высота решения» (желтый) – сигнализирует пилотам в течение 3 с о достижении ВС высоты принятия решения, установленной на указателе радиовысотомера А-031 или на $H_{уст} \leq 60$ м при АЗП или ДЗП по состоянию комплекса САУ-3-400, обеспечивающего посадку по I категории ИКАО;

– «САУ бок – Нет резерва», «САУ продол. – Нет РЕЗЕРВА» – (желтый) – сигнализирует пилотам и бортинженерам о появлении множества

разноименных неисправностей до третьего отказа в боковом и продольном каналах управления, но комплекс САУ-3-400 остается работоспособным;

– «САУ гориз. отключен» – (желтый) – сигнализирует пилотам об отключении бокового канала САУ при отказе КРМ при заходе на посадку в режиме АЗП;

– «САУ вертик. отключен» – (желтый) – сигнализирует пилотам об отключении продольного канала при отказах ГРМ, РВ в режиме АЗП;

– «Креном управляй» – (красный) – сигнализирует пилотам о полном отключении бокового канала САУ-3-400. Условия включения:

- нажатие кнопки «Откл. АП» на штурвалах (светосигнализаторы загораются кратковременно, на 3...4 с),

- приложение усилий к штурвалу, пересиливание по элеронам,

- полный отказ системы САЗ крена с отсоединением от механической проводки элеронов,

- превышение предельного крена: $-\gamma \geq 32 \pm 2^\circ$ на маршруте выше 200 м,

- $-\gamma \geq 6 \pm 1^\circ$ при заходе на посадку на высотах от 200 до 60 м,

- полный отказ вычислителей бокового канала САУ,

- полный отказ соответствующего канала крена инерциальной системы (ИНС);

– «Тангажом управляй» (красный) – сигнализирует о полном отключении продольного канала САУ-3-400. Условия включения:

- нажатие кнопки «Откл. АП» на штурвалах,

- приложение усилий к штурвальной колонке, пересиливание по рулю высоты,

- полный отказ системы САЗ тангажа с отсоединением от механической проводки РВ,

- полный отказ вычислителей продольного канала САУ,

- полный отказ соответствующего канала тангажа инерциальной системы (ИНС),

- вывод ВС на критические режимы полета при: углах атаки ($\alpha_{тек.} \geq \alpha_{крит.}$), числу Маха ($M_{тек.} \geq M_{крит.}$), приращению вертикальной перегрузки $\Delta n_{\gamma} \geq 1 \pm 0,45 g$, углах тангажа более 15° в наборе высоты, более 10° на снижении.

Аварийные светосигнализаторы работают в проблесковом режиме, одновременно в наушниках прослушивается зуммер.

На приборы ПКП-77-1 система САУ-3-400 выдает:

- командные сигналы по боковому и продольному управлению ВС на совмещенный индекс команд по крену и тангажу;
- сигналы исправности бокового и продольного каналов САУ на бленкеры «К» и «Т».

4.3. Краткая характеристика каналов системы САУ-3-400

Каналы курса, крена и тангажа системы САУ работают автономно, связь между ними осуществляется во время эволюций ВС (рис. 4.2, 4.3, 4.4). Канал курса обеспечивает демпфирование колебаний ВС вокруг вертикальной оси «У-У» и устраняет действия боковых перегрузок вдоль поперечной оси «Z-Z». Канал курса обеспечивает в автоматическом режиме разворот без бокового скольжения.

На вход вычислителя подаются сигналы углового ускорения курса ψ от блока демпфирующих гироскопов, поперечной перегрузки n_z от акселерометров и скорости отклонения руля направления. Сигналы суммируются, преобразовываются, усиливаются и обрабатываются электромеханической рулевой машиной, управляющей рулем направления.

Канал курса включается нажатием кнопки-лампы «АП» на пульте ПР или кнопки-лампы «Курс I (II)» на пульте ПС.

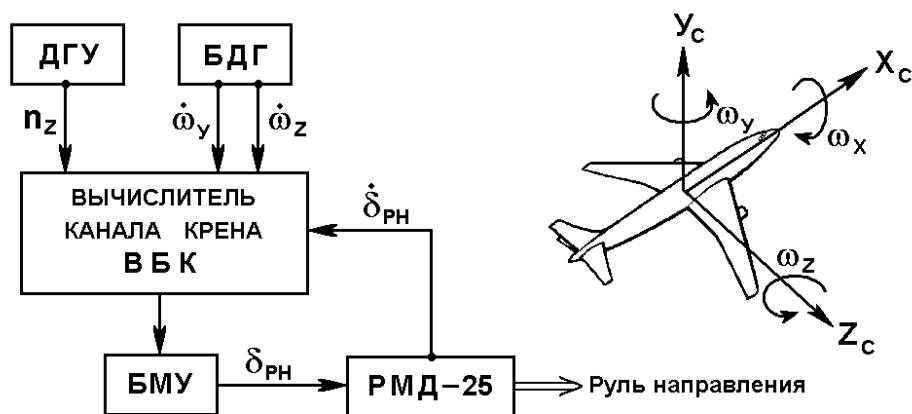


Рис. 4.2. Канал курса системы САУ-3-400

Канал крена обеспечивает управление ВС в боковой плоскости и может работать в следующих режимах:

- курсовая стабилизация (КС);
- управление по сигналам УВС (режим «Навигация»);
- управление от рукоятки «Курс» (режим «ЗК»);
- управление заданным путевым углом (режим «ЗПУ»);
- управление от рукоятки «Крен»;
- заход на посадку (режим «Заход»).

Режим «Курсовая стабилиз.» обеспечивает стабилизацию текущего угла курса.

Режим «КС» является резервным и промежуточным, включается в следующих случаях:

- при включении САУ нажатием кнопки-лампы «АП» на пульте ПР или кнопки-лампы «Крен» на пульте ПС;
- после нажатия и отпущения рукоятки «Крен» на пульте управления, если до этого канал крена работал в любом другом режиме;
- при перестановке переключателя режимов на пульте режимов, если канал до этого работал в другом режиме;
- в режиме «Навигация», если на пульте ПУИШ системы А-821М нажата (включена) кнопка-табло «Курс стаб.»;

- в режиме «Навигация» при отказе УВС;
- в режиме «Заход» при отказе канала курса системы «Курс-МП-70».

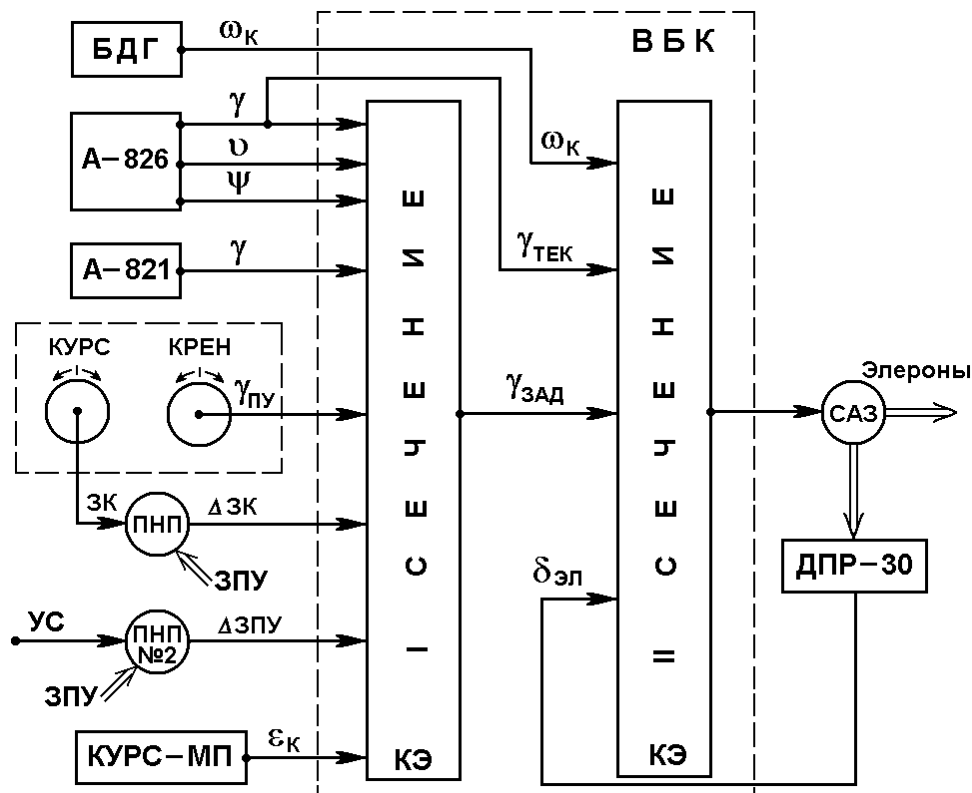


Рис. 4.3. Канал крена системы САУ-3-400

Стабилизация текущего курса ВС выполняется следующей работой бокового канала САУ. На вход вычислительной части подаются сигналы угловой скорости курса от блока демпфирующих гироскопов, сигналы курса от 1, 2, 3-го каналов инерциальной системы (ИНС), сигналы угла и скорости отклонения элеронов от САЗ крена. В момент включения режима «КС» вычислительная часть «запоминает» курс и выдает сигнал $\Delta\psi$ – отклонение от курса при действии на ВС возмущающих моментов.

По этому сигналу рассчитывается заданный крен $\gamma_{зад}$ и выдается на САЗ крена. Под действием отклоненных элеронов ВС входит в крен. Сигнал текущего крена от ИНС компенсирует заданный крен, под действием сигналов обратной связи элероны устанавливаются нейтрально, ВС разворачивается на прежний курс. При $\Delta\psi = 0$ за счет сигнала $\gamma_{тек}$ отклоняются

элероны и выводят ВС из крена, а под действием сигналов обратной связи элероны занимают нейтральное положение.

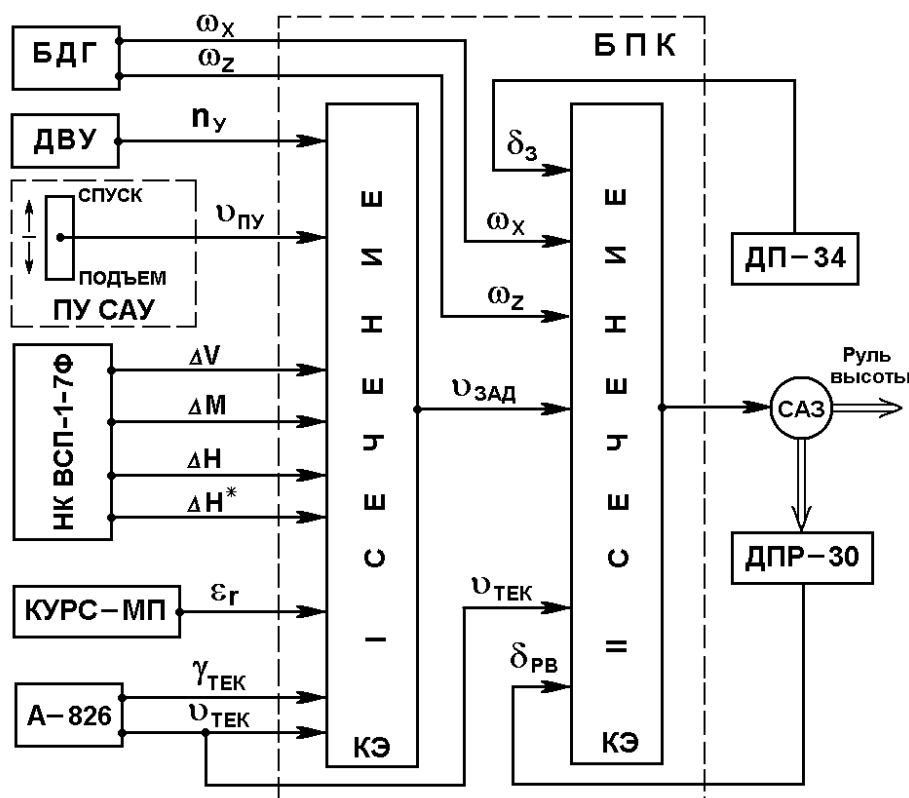


Рис. 4.4. Канал тангажа системы САУ-3-400

Во всех остальных режимах канал крена работает аналогично, только меняются законы формирования сигнала заданного крена. В режиме «КС» горят светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.» на приборных досках пилотов и штурмана.

Канал тангажа обеспечивает управление ВС в продольной плоскости и может работать в следующих режимах:

- стабилизация угла тангажа;
- управление от рукоятки «Спуск-Подъем»;
- стабилизация приборной скорости $V_{пр}$;
- стабилизация числа Маха;
- стабилизация барометрической высоты;
- заход на посадку (режим «Заход»).

Режим «Стабилизация угла тангажа» обеспечивает стабилизацию текущего угла тангажа. Режим является резервным и промежуточным, включается в следующих случаях:

- при включении САУ нажатием кнопки-лампы «АП» на ПР или «Тангаж» на ПС;
- после нажатия и отпускания рукоятки «Спуск-Подъем» на ПУ, если до этого канал тангажа работал в любом другом режиме;
- при отказах режима стабилизации скорости, числа Маха или высоты;
- в режиме «Заход» при отказе канала глиссады системы «Курс-МП-70».

Стабилизация текущего угла тангажа ВС выполняется работой продольного канала САУ. На вход вычислительной части подаются сигналы угловой скорости тангажа от блока демпфирующих гироскопов, сигналы тангажа от 1, 2, 3-го каналов инерциальной системы ИНС, сигналы угла и скорости отклонения руля высоты от САЗ тангажа. При воздействии на ВС возмущающих моментов формируется управляющий сигнал тангажа, который через САЗ тангажа отклоняет руль высоты. Под действием момента руля высоты ВС восстанавливает угол тангажа на момент включения САУ, а за счет сигналов обратной связи руль высоты возвращается в нейтральное положение.

При включении канала тангажа система СТБ-400 переключается на режим автоматического триммирования руля высоты.

Во всех остальных режимах канал тангажа работает аналогично, дополнительно поступают сигналы угловой скорости курса при кренах более 3° для компенсации потери высоты при разворотах, сигналы заданного тангажа в зависимости от режимов работы САУ и сигналы, улучшающие точность характеристик при заходе на посадку (угол отклонения закрылков, линейные ускорения ВС).

Светосигнализаторы включенного режима стабилизации угла тангажа отсутствуют.

4.4. Эксплуатация системы САУ-3-400

Подготовка к полету

Перед подключением электропитания на борт ВС проверить исходное положение органов управления САУ.

На пульте управления:

– выключатель питания «АП вкл.» – отключен предохранительный колпачок, открыт и должен оставаться в таком положении на этапах руления, взлета во избежание случайного включения САУ;

– рукоятки «Курс» и «Спуск-Подъем» – произвольное положение, рукоятка «Крен» – нейтрально.

На пульте режимов переключатель режимов в положении «Откл»:

– выключатель «Заход САУ при закрылках 30°» – отключен, закрыт предохранительным колпачком;

– переключатель «ЗПУ... ИСЗ» в положение «УВС».

На пульте контроля четыре переключателя «Режим», «Тест», «Исключ. УСП», «Исключ. посадка» в положение «О», переключатели «Тест сигнал», «Откл. Вычисл.» закрыты предохранительными колпачками.

Включение и способы отключения каналов САУ

1. В полете САУ разрешается включать на высоте более 200 м в полетной конфигурации ВС в прямолинейном полете и в режиме разворота с креном до 28-30°, в режиме набора высоты с углом тангажа до 15° или на снижении до 10°.

2. САУ рекомендуется включать в режиме установившегося полета при стриммированных органах управления.

3. Убедиться в отсутствии сигнализации отказов систем А-826, ИК ВСП-1-7Ф, САЗ крена, САЗ тангажа, СК_шРН, СК_шРВ, СТБ-400.

4. На пульте управления:

- рукоятку «Крен» установить в нейтральное положение;
- включить выключатель «АП вкл.» и закрыть колпачком.

5. На пульте режимов:

- переключатель режимов установить в положение «Навиг»;
- нажать кнопку-лампу «АП» или кнопки-лампы по каналам на пульте ПС.

Загорается кнопка-лампа «АП» и кнопки-лампы включенных каналов, светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.» на приборных досках пилотов и штурмана.

Боковой канал САУ автоматически выводит ВС из крена и стабилизирует текущий курс. Одновременно отключаются системы электрического триммирования элеронов и руля направления.

Продольный канал САУ стабилизирует угол тангажа, который был к моменту включения. Одновременно система СТБ-400 переводится в режим автоматического триммирования руля высоты.

Отключить САУ можно следующими способами:

1. Нажать кнопку «Откл. АП» на левом или правом штурвалах. Гаснут все светосигнализаторы и кнопки-лампы, кратковременно на 3-4 с загораются светосигнализаторы «Креном управляй», «Тангажом управляй».

2. Пересиливанием исполнительных механизмов крена, тангажа, курса. Для отключения каналов – приложить усилия к штурвалу 12 ± 2 кгс, к штурвальной колонке – 15 ± 3 кгс, педалям – 40-90 кгс.

3. На ПС нажать кнопки-лампы «Курс. Откл.», «Крен. Откл.», «Тангаж. Откл.».

4. На пульте управления открыть колпачок, и выключить электропитание цепей САУ выключателем «АП Вкл.» В полете эту операцию

выполнять запрещается. При отключении бокового канала САУ система САЗ крена переводится в режим ручного управления, снимается блокировка систем электрического триммирования элеронов и руля направления.

5. При отключении продольного канала САУ система САЗ тангажа переводится в режим ручного управления рулем высоты, а система СТБ-400 в режим ручного триммирования руля высоты.

Использование САУ-3-400 в полете

1. Взлет и уборку механизации произведите в режиме штурвального управления, при этом обеспечиваются заданные характеристики устойчивости и управляемости ВС.

2. Включение автоматических режимов разрешается после уборки механизации с высоты 200 м во всем эксплуатационном диапазоне масс, центровок и скоростей полета.

3. Перед включением автоматических режимов убедиться, что рукоятка «Крен» находится в нейтральном положении, а переключатель режимов – в положении «Навиг».

4. Для включения режима автоматической стабилизации углового положения по курсу, крену и тангажу нажмите кнопку-лампу «АП». Загораются светосигнализаторы «Курсовая стабилиз», и ВС фиксирует угол тангажа и курса, которые были в момент включения кнопки-лампы «АП». При включении режима на этапе разворота ВС выходит из крена и стабилизируется на текущем курсе.

5. Управление ВС производите рукоятками «Курс», «Крен» и «Спуск-Подъем».

6. Для включения режимов стабилизации приборной скорости или числа М нажмите кнопку-лампу «Скор» или «Мах» на ПР при включенной САУ и исправном комплексе ИК ВСП-1-7Ф в установившемся наборе высоты (или

снижении) на постоянном режиме работы двигателей. Соответствующая кнопка-лампа загорается, режим включается. Будет выдерживаться значение приборной скорости или числа M , которое было в момент нажатия кнопки-лампы, изменением угла тангажа ВС через управление рулем высоты.

Погрешность стабилизации приборной скорости или числа M с помощью руля высоты составляет: по скорости $\pm 5,6$ км/ч, по числу M – 0,005.

Задания с пультов приборной скорости или числа M не предусмотрено.

Контроль выдерживания приборной скорости выполняется по указателю УСИМ-7 по совмещению стрелки приборной скорости с треугольным индексом заданной скорости, а также по счетчику приборной скорости пульта ПЗС.

Контроль выдерживания числа M выполняется по указателю УМС и счетчику числа M указателя УСИМ-7.

7. Режим стабилизации высоты используется на эшелоне и на высоте предпосадочного маневра. Переведите ВС в горизонтальный полет рукояткой «Спуск-Подъем». Для включения режима на расчетной высоте по указателю УВ-75-15ПБ на пульте режимов нажмите кнопку-лампу «Выс» при включенной САУ и исправном комплексе ИК ВСП-1-7Ф. Кнопка-лампа «Выс» загорается, режим включается. Выдерживается высота, которая была в момент включения кнопки-лампы «Выс». Допускается включение режима при вертикальной скорости до 6 м/с.

Погрешность стабилизации барометрической высоты в установившемся режиме полета на маршруте – до ± 20 м, предпосадочном маневре – до ± 10 м.

Контроль выдерживания высоты эшелона выполняется по указателям высоты УВ-75-15ПБ, УВ-75-15ФПБГ и ВМ-15ПБ. При отклонении ВС от заданной высоты эшелона, установленной на пульте ПВМ-1М, загораются светосигнализаторы «Эшелон» и включается звуковая сигнализация.

В режиме автоматической стабилизации высоты не рекомендуется выполнять разгоны и торможения, полет выполняется на постоянном режиме

работы двигателей. При входе ВС в зону «болтанки», $n_y \geq 0,3g$ рекомендуется отключить автоматический режим полета. Балансировать ВС, триммировать органы управления вручную.

8. При полете в автоматическом режиме рукоятка «Спуск-Подъем» используется для управления углом тангажа ВС. При ее нажатии и повороте отключаются прежние режимы стабилизации высоты или скорости, или числа M , угол тангажа ВС изменяется пропорционально повороту рукоятки. После достижения ВС расчетного угла тангажа САУ переходит в режим стабилизации заданного угла тангажа. Прежний режим работы не восстанавливается. Рекомендуется управлять рукояткой «Спуск-Подъем», не превышая вертикальных перегрузок ВС более $n_y \geq 0,6g$, угол тангажа в наборе 15° , на снижении 10° .

9. В полете по запрограммированному маршруту используйте режим «Навигация» – автоматическое управление ВС по сигналам УВС (А-821М). Штурману подготовить УВС. Переключатель «ЗПУ...ИСЗ» установите в положение «УВС». Пилотам включить систему САУ, должны гореть светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.». На пульте режимов переключатель режимов установите в положение «Навиг». На селекторах индикации левого и правого ПНП-72-16 и селекторе курса ПНП № 1 штурмана нажать (включить) кнопки-табло «Нав.», должны убраться бленкеры «К» – подтверждение исправности УВС. На пульте ПУИП переключатель режимов установите в положения «W» (или «НВ»).

Проконтролировать параметры полета по данным УВС:

- на ПУИП на ЛЦИ – $S_{ост}$ (км), на СЦИ – W (км/ч), на ПЦИ – $Z_{тек}$ (км).

На цифровых индикаторах должны гореть табло: « $S_{ост}$ », « Z », «км»;

- на левом, правом ПНП и на ПНП № 1 стрелка и счетчик ЗПУ индицирует ЗПУ текущего участка маршрута, планка бокового отклонения от ЛЗП – $Z_{тек}$, отклонение планки на одну точку шкалы соответствует БУ от ЛЗП – 0,5 км.

По готовности штурмана при $Z_{тек}$, близком к нулю, на ПР включить кнопку-лампу «Горизз». Светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.» должны погаснуть, а «Управл. Авт. Бок.», «Управл. УВС Бок» загореться.

На приборах ПКП-77-1 работает индекс команд по крену и тангажу, и ВС отклоняется в сторону разворота к ЛЗП при нахождении в стороне от ЛЗП. Система САУ с оптимальным креном ($\gamma \leq 24^\circ$) выводит и стабилизирует ВС на ЛЗП, рассчитываемой УВС. Для ограничения крена до 15° на пульте ПУИП включить кнопку-табло «Огр. γ », она загорается. Для снятия ограничения крена повторно нажать эту же кнопку-табло, она гаснет. Для ограничения угла подхода до 45° на пульте ПУИП включить кнопку-табло «УП 45° », для снятия ограничения УП повторно нажать эту же кнопку-табло, она гаснет. Непрерывно контролировать выход ВС на ЛЗП и полет по ЛЗП. Система САУ должна стабилизировать ЗПУ текущего участка маршрута. На левом, правом ПНП пилотов и ПНП № 1 штурмана стрелка «ЗПУ» должна совмещаться с индексом угла сноса «УС», т.е. $ЗПУ = ФПУ$, планка отклонения от ЛЗП совмещается со стрелкой «ЗПУ». Контролировать совместную работу УВС и САУ над каждым ППМ. При подходе к ППМ на расстояние, равное линейному упреждению разворота, т.е. $S_{ост} \leq ЛУР$ на ПНП индицируется ЗПУ и $Z_{тек}$ очередного участка маршрута. Загораются светосигнализаторы «Смена ЛЗП». На ПУИП индицируется $S_{ост}$ и $Z_{тек}$ очередного участка маршрута. Система САУ должна выводить ВС на очередной участок маршрута. При $Z_{тек} \leq 0,2$ км, светосигнализаторы «Смена ЛЗП» гаснут. После выхода на очередной участок маршрута на ПНП планка отключения от ЛЗП должна совместиться со стрелкой ЗПУ, а стрелка ЗПУ с индексом УС. САУ должна стабилизировать ЗПУ очередного участка маршрута.

Примечания:

1. При включении на пульте ПУИШ кнопки-табло «Курс. Стаб» гаснут светосигнализаторы «Управл. Авт. Бок» и «Управл. УВС Бок», и загораются светосигнализаторы «Курсовая стабилиз». При повторном нажатии кнопки-табло «Курс. Стаб.» она гаснет, и совместная работа УВС с САУ восстанавливается.

2. При переключении электропитания напряжением $\sim 200/115$ В частотой 400 Гц с левого борта на правый или при переходе УВС с основной ЦВМ на резервную возможно отключение режима «Навигация». Гаснут светосигнализаторы «Управл. Авт. Бок», «Управл. УВС Бок», кнопка-лампа «Гориз», и загораются светосигнализаторы «Курсовая стабилиз». Для восстановления режима проверить готовность УВС, индикатор «Нав» на селекторах СИ и нажать кнопку-лампу «Гориз.».

10. При полуавтоматическом (директорном) управлении ВС по сигналам УВС на маршруте систему САУ не включать, кнопку-лампу «Гориз.» не нажимать, управлять ВС вручную по командам индекса на приборах ПКП-77-1. Для выхода командного индекса в рабочее состояние необходимо:

- на пульте режимов переключатель режимов установить в положение «Навиг»;
- на селекторах индикации включить кнопку-табло «Нав»;
- на пульте ПУИП переключатель установить в положение «W» («НВ»);
- контроль полета по маршруту по тем же средствам индикации, что и в автоматическом режиме.

11. Автоматическое управление ВС заданным курсом с помощью рукоятки «Курс» (режим «ЗК»). Включить САУ, должны гореть светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.».

На ПР переключатель режимов установить в положение «Навиг».

На ПУ рукояткой «курс» совместить индекс «ЗК» на левом, правом ПНП с индексом отсчета текущего курса.

На ПР включить кнопку-лампу «ЗК», она загорается, т.е. режим включен, светосигнализаторы «Курсовая стабилиз» гаснут.

На ПУ рукояткой «Курс» установить индекс «ЗК» на заданный курс. САУ разворачивает ВС на заданный курс с оптимальным креном, но не более 24° . После разворота индекс «ЗК» на ПНП совмещается с индексом отчета текущего курса.

12. Автоматическое управление ВС заданным путевым углом (режим «ЗПУ»).

При управлении заданным путевым углом с рабочего места штурмана необходимо:

- на верхнем пульте пилотов на ПУР № 1 и ПУР № 2 переключатель «Летчик-Штурман» установить в положение «Штурм»;
- на СК № 1 переключатель курсов установить в положение «УКЗ», на СК № 2 в положение «ГМК-3» (для подключения прибора ПНП № 2 к третьему каналу системы А-826);
- на пульте ПУР-5 переключатель режимов «МК-ВК-ЗК» установить в положение «МК» и нажать кнопку «Соглас»;
- переключатель «ЗПУ...ИСЗ» установить в положение «ЗПУ»;
- на приборе ПНП № 2 стрелку ЗПУ совместить с индексом УС (или отчета курса). Одновременно на левом и правом ПНП отрабатывается значение ЗПУ;
- включить САУ, должны гореть светосигнализаторы «Курсовая стабилиз»;
- на ПР переключатель режимов установить в положение «Навиг»;
- в расчетной точке включить кнопку-лампу «Гориз». Светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.» должны погаснуть, а светосигнализаторы «Управл. ЗПУ» загореться;
- штурману на ПНП № 2 установить заданное значение ЗПУ. Одновременно ЗПУ устанавливается автоматически на левом и правом ПНП. САУ должна развернуть ВС на заданное значение ЗПУ с креном не более 24° , после разворота стабилизировать заданное значение ЗПУ.

На всех четырех приборах ПНП стрелки ЗПУ должны совместиться с индексом УС.

При управлении заданным путевым углом от пилотов необходимо:

- переключатели «ПУР № 1 и «ПУР № 2» установить в положение «Летч.»;
- кнопку-табло «Устан. ЗПУ» рядом с соответствующим ПНП нажать на выбранном ПНП (левом или правом), правой кремальерой «ЗПУ» совместить стрелку ЗПУ с индексом УС;
- при включенной САУ переключатель режимов установить в положение «Навиг» и в расчетной точке нажать кнопку-лампу «Гориз»;
- на выбранном ПНП установить заданное значение ЗПУ. САУ должна стабилизировать ВС на заданном значении ЗПУ.

14. Автоматическое управление ВС от рукоятки «Крен».

Нажать и отпустить рукоятку «Крен», отключается любой прежний режим работы канала крена и гаснет сигнализация включенного режима, загораются светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.».

Повернуть рукоятку «Крен» в сторону разворота. САУ создает крен, пропорциональный повороту рукоятки, но не более 28° , и начинает разворот.

По мере подхода к заданному курсу рукоятку «Крен» плавно установить в нейтральное положение и отпустить. САУ выводит ВС из крена и стабилизирует текущий курс. Загораются светосигнализаторы «Курсовая стабилиз.».

Использование САУ-3-400 в режиме автоматического захода на посадку (режим «Заход» или «АЗП»)

1. Включите и подготовьте к работе в режиме захода на посадку оба полукомплекта аппаратуры «Курс-МП-70», на селекторах курса установите значение ПМПУ посадки.

2. Включите и проверьте радиовысотомеры РВ № 1 и РВ № 2.

3. На селекторах СИ нажмите кнопки-табло «Пос», они включаются, стрелки «ЗПУ» на левом и правом ПНП индицируют ПМПУ посадки.

4. Согласуйте курс на ПНП, для этого на пульте ПУР-5 установите режим «МК» и нажмите кнопку согласования.

5. На высоте круга включите режим стабилизации высоты.

6. На ПР переключатель режимов установите в положение «Заход».

7. В районе четвертого разворота при входе ВС в зону действия КГРМ:

– на селекторе режимов «Курс-МП» загораются светосигнализаторы «К1», К2», а затем «Г1», «Г2»;

– на ПНП убираются бленкеры «К» и «Г», работают планки положения курса и глиссады;

– на ПКП работают совмещенный индекс курса и малой высоты и индекс глиссады.

8. В точке начала четвертого разворота на ПР нажмите кнопку-лампу «Гориз». Загораются кнопка-лампа «Гориз» и светосигнализатор «Курс». На ПКП убираются бленкеры «К» и совмещенный индекс команд выдает команды по крену. САУ выполняет четвертый разворот и стабилизирует ВС на равносигнальной линии курса. На ПНП стрелка «ЗПУ» совмещается с индексом угла сноса.

9. После занятия высоты входа в глиссаду на ПР нажмите кнопку-лампу «Верт». Дублируется или включается режим стабилизации высоты. На ПР горит кнопка-лампа «Выс». На ПКП убираются бленкеры «Т», индекс команд устанавливается в рабочее положение по тангажу.

Установите посадочную конфигурацию ВС и скорость для снижения по глиссаде. При подходе к РСЛГ планка глиссады на ПНП и индекс глиссады на ПКП перемещаются сверху вниз. При пересечении средней точки изменяется знак сигнала E_r , и происходит автоматический захват глиссады.

При этом:

- на ПР гаснет кнопка-лампа «Выс»;
- загораются светосигнализаторы «Глиссада»;
- на ПКП индекс команд резко отключается вниз;
- САУ стабилизирует ВС на глиссаде.

10. На ВПР, установленной индексом на указатели РВ, загораются светосигнализаторы «Н_{реш}». Если индекс на РВ установлен на ВПР < 60 м, то светосигнализаторы загораются на $H = 60$ м по команде от САУ. Начиная с высоты $H \leq 60$ м на ПКП, индекс курса и малой высоты начинает индцировать высоту по сигналу $H_{тек}$ от радиовысотомера.

11. На высоте принятия решения отключить САУ и выполнить посадку вручную визуально. После посадки на пульте ПУ отключить выключатель «АП вкл.», на ПР переключатель режимов в положение «Откл».

При заходе на посадку в директорном режиме «ДЗП» подготовку к режиму ДЗП начинайте при подходе к точке начала четвертого разворота. Кнопки-лампы «АП», «Гориз», «Верт» не нажимайте, управляйте ВС вручную по командам совмещенного индекса на ПКП.

Индекс команд появляется на шкале ПКП при условиях:

- на пульте ПР переключатель режимов установлен в положение «Заход»;
- на селекторах индикации СИ включены кнопки-табло «Пос»;
- на ПНП убраны бленкеры «К» и «Г», на ПКП – бленкеры «К» и «Т».

ГЛАВА 5

БОРТОВЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ И РЕГИСТРАЦИИ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ

5.1. Самописец КЗ-63

Трехкомпонентный самописец КЗ-63 предназначен для регистрации в полете барометрической высоты $H_{бар}$, приборной скорости $V_{пр}$ и вертикальной перегрузки n_y .

В комплект самописца входят:

- блок КЗ-63;
- фильтр радиопомех ФРП;
- кнопка проверки работоспособности «Контроль КЗ-63».

Комплект установлен в грузовой кабине по левому борту, шп. № 56.

Электропитание КЗ-63 осуществляется:

- постоянным током напряжением 27 В от основной шины левого ЦРУ-27 с шин ВУ1 через автомат защиты АЗК1М-5 «КЗ-63» на ЦРУ-27 левом;
- КЗ-63 имеет электрообогрев, включается автоматически с помощью биметаллического термореле при температурах ниже 10 °С.

Включение лентопротяжного механизма происходит автоматически при замыкании концевого микровыключателя БМД-703 в БМ при отрыве основных опор шасси от ВПП, при этом инерционная масса блока разарретируется, а при выключении ЛПМ арретируется.

Блок КЗ-63 состоит из трех независимо действующих систем регистрации: высоты, скорости, перегрузки. Для регистрации высоты и скорости КЗ-63 получает полное давление от магистрали ДЗ, статическое давление от магистрали С7 рез.

Запись производится корундовым резцом по эмульсии пленки, зафиксированной без проявления. Прижатие резца к пленке обеспечивается регулировочным винтом.

Скорость протяжки пленки: 5 м/мин и 5 мм/с, переключение на ускоренную работу протяжки пленки происходит автоматически при приращении перегрузки $\Delta n_y > (0,2 \dots 0,3)g$, переключатель внутри прибора должен быть установлен в положение «Автомат».

Длина пленки 10 м, расчетное время записи информации – 20 ч.

Для проверки работоспособности КЗ-63 последовательно установите переключатель скоростей в положение «Скорость 5 мм/мин, 5 мм/с, автомат». При каждом положении нажмите на 3-4 с кнопку «Контроль КЗ-63» и контролируйте скорость протяжки. После окончания проверки запишите на пленке на расстоянии 10 мм от входа в бронекассету дату обслуживания, фамилию и подпись исполнителя и убедитесь в четкости записи.

При установке новой пленки запишите на ней дополнительно номер прибора, дату установки, тип и номер ВС, фамилию и подпись исполнителя.

5.2. Бортовое аварийное устройство регистрации полетных данных «Тестер-М» (БАУР)

Система «Тестер-М» предназначена для сбора, записи и сохранения полетной информации, позволяет определить причину летного происшествия или предпосылки к нему, а также оценить работу экипажа и самолетных систем на всех этапах полета.

Запись информации производится на магнитную металлическую ленту блока ЗБН (2ВТ) с сохранением информации последних 3 ч полета и в электронную память ЗБН-2МТ-01 с сохранением информации последних 25 ч полета. Обработка накопительной информации производится в службе объективного контроля.

Комплект и размещение системы «Тестер-М»

1. Блок 1ТВ – блок сбора полетной информации (1 шт.). Установлен на верхней палубе, правый борт, шп. № 55.

2. Блок 2ВТ-3(БН) – защищенный бортовой накопитель (1 шт.). Установлен в грузовой кабине правый борт, шп. № 90-91.

3. ЗБН-24МТ-01 – дополнительный защищенный бортовой накопитель (1 шт.). Установлен на верхней палубе, правый борт, шп. № 84-85.

4. Блок 3ТВ – дополнительный коммутатор (1 шт.). Установлен на верхней палубе, под потолком, шп. № 30.

5. Блок 5ТВ – блок установки служебных параметров (1 шт.). Установлен на левом борту, шп. № 23.

6. Комплект датчиков:

– датчик барометрической высоты ДВБП-15 (1 шт.);

– датчик приборных скоростей ДПСМ-2 (1 шт.);

– датчик угловых скоростей (3 шт.)

ДУСУ-45А(γ), ДУСУ1-30АС(ψ), ДУСУ1-30АС(ν);

– датчик перегрузок (3 шт.)

МП-95 $^{+5}_{-2}$ (n_y), МП-95 $\pm 1,5$ (n_z), МП-95 $\pm 1,5$ (n_x). Датчики установле-

ны в грузовой кабине, правый борт, шп. № 58-59.

– потенциометрический датчик положений МУ-615А (15 шт.)

МУ-615А положения: педалей, левой штурвальной колонки, выходного звена механизма триммерного эффекта РВ. Установлены под полом кабины пилотов;

МУ-615А положения: верхней секции РН, левой и правой внешних секций РВ, внешних и внутренних секций элеронов левого и правого полукрыльев. Установлены на узлах подвески секций;

МУ-615А положения: выходного звена механизмов $K_{ш}$ РН и $K_{ш}$ РВ. Установлены на редукторах механизмов.

7. Согласующие устройства (модули):

- модули М11А (2 шт.). Установлены на левом борту, шп № 37 и правом борту, шп. № 40;
- модули М14-06 (5 шт.). Установлены на левом борту, шп. № 27 (1 шт.) и на правом борту, шп № 40 (4 шт.);
- БСЧ-4-04 – блок согласования (1 шт.). Установлен на верхней палубе по левому борту, шп № 27.

Электропитание системы «Тестер-М» осуществляется;

- постоянным током напряжением 27 В от аккумуляторных шин АКК 3-4 правого РУ 27 В. Напряжение поступает на блок 5 ТВ для защиты от перенапряжения, с блока «+27 В» поступает на узел питания блока 1 ТВ, преобразуется в напряжения для питания схемы «Тестер-М». Для цепей обогрева блока ЗБН (2 ТВ) напряжение 27 В подается от основной шины ВУ4 правого РУ 27 В;
- трехфазным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от аварийных шин левого РУ 36 В.

Общие сведения о блоках и принципе действия системы «Тестер-М» приведены на рис. 5.1.

1. Блок сбора полетной информации 1 ТВ обеспечивает:

- питание всех устройств «Тестер-М»;
- управление работой всей системы (синхронизация);
- сбор и коммутацию сигналов от датчиков и согласующих устройств;

– преобразование сигналов в стандартную форму, затем в код, выдачу информации для записи, формирование кода текущего времени, сигнала исправности самого блока 1 ТВ.

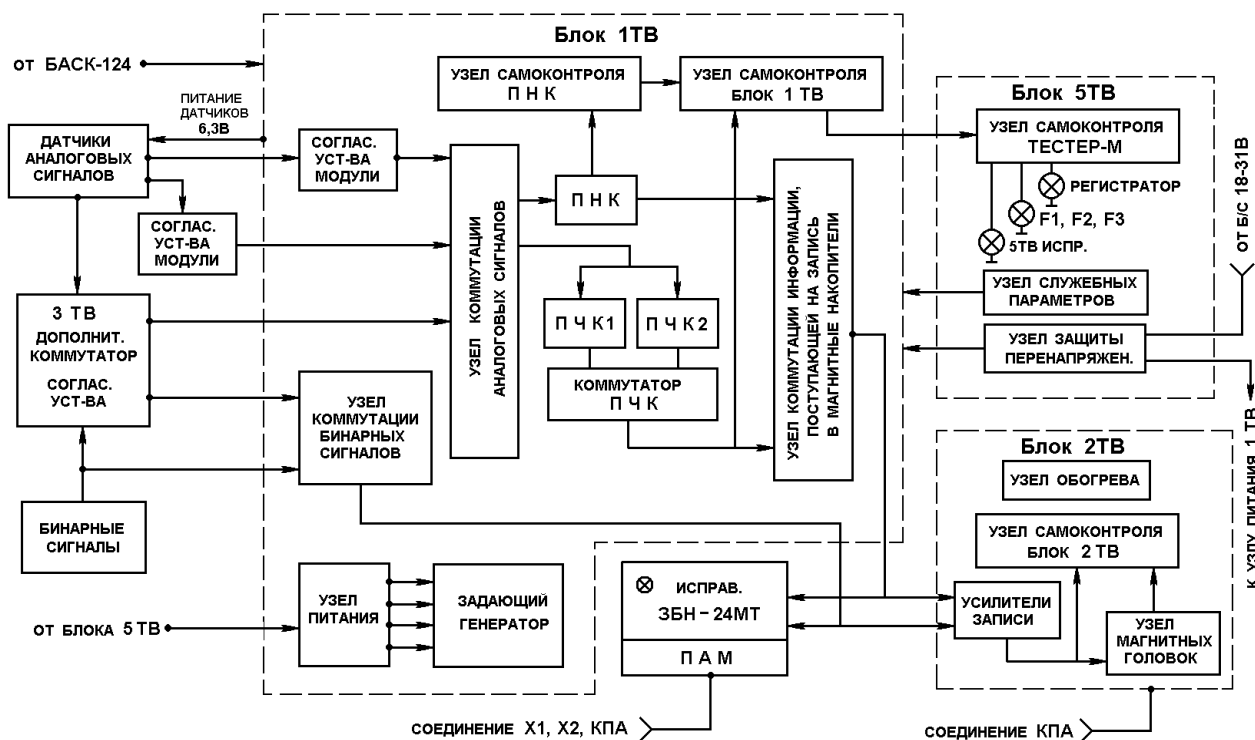


Рис. 5.1. Функциональная схема связей «Тестер-М»

2. Защищенный бортовой накопитель 2ТВ обеспечивает усиление, запись и сохранение кодово-импульсной информации на магнитной металлической ленте за последние 3 ч работы.

Для сохранения информации ЛПМ помещен в теплоударопрочный бронированный контейнер, внутри его автоматически регулируется и поддерживается температура. Схема контроля формирует сигнал исправности самого блока 2ТВ. Для списывания информации с блока 2ТВ на магнитофоне имеется разъем с надписью «КПА-Тестер» на правом борту, шп. № 82.

3. Дополнительный защищенный накопитель 3БН-24МТ-01 обеспечивает накопление, сохранение и защиту информации от разрушающего воздействия механических и тепловых нагрузок в случае летного происшествия.

Конструктивно модуль накопителя состоит из титанового бронекорпуса и термостата, установленного в бронекорпусе. Внешняя и внутренняя многократная теплоизоляция образует бронекapsулу, которая вставлена в титановый стакан с термостабилизирующим слоем.

В бронекapsуле установлены платы с элементами памяти. Входная информация в 12-разрядном параллельном коде поступает через процессор на резисторы в порты микроконтроллера. Микроконтроллер преобразует информацию в последовательный код, накапливает ее в устройствах памяти.

Запоминающими элементами являются микросхемы Flash-памяти.

Устройства памяти содержат восемь микросхем и дешифратор, выбирающий необходимую микросхему при накоплении и считывании информации.

Суммарная емкость памяти 48 Мбайт. Режим накопления информации «256 слов/с» соответствует сохранению информации за последние 25 ч работы, режим «512 слов/с» – 12,5 ч работы.

Поверхность модуля окрашена в оранжевый цвет, на ней имеются полосы, облегчающие его обнаружение под водой и надпись на русском и английском языках «Аварийный самописец не вскрывать». Дополнительной защитой от механических и тепловых воздействий служит кожух, выполненный из титанового листа. Поверхность кожуха окрашена в оранжевый цвет и имеет такие же надписи, как и на модуле.

На лицевой панели ЗБН-24МТ-01 установлен кронштейн для подводного акустического маяка (ПАМ), ручка для переноски блока, индикатор «Исправен» контроля работоспособности, кнопка «Контроль», два соединителя Х2 и Х3. Соединители закрыты заглушками, на одной выгравирована надпись «Перезапись». При расшифровке информации заглушки с надписью снимают и оставляют на цепочке. После длительного использования или неисправности соединителя заглушки меняют местами и пользуются вторым соединителем.

ПАМ помогает обнаружить регистратор ЗБН-24МТ-01 под водой путем пеленгации ультразвуковых импульсов, излучаемых маяком. Включение ПАМ производится замыканием включающего устройства водной средой. При работе ПАМ происходит излучение сигнала по круговой диаграмме направленности.

4. Дополнительный коммутатор ЗТВ обеспечивает последовательную коммутацию аналоговых и бинарных сигналов и выдачу их в блок 1ТВ. Блок не преобразует сигналы и самоконтроля не имеет.

5. Блок установки служебных параметров 5ТВ (рис. 5.2) обеспечивает:

- защиту элементов от перенапряжения в СЭС (до 80 В);
- сигнализацию исправности электропитания датчиков, работы регистратора и самого блока;
- выдачу на запись служебной информации: номера полета (число включения) от 00 до 99, даты (число текущего месяца) от 01 до 31.

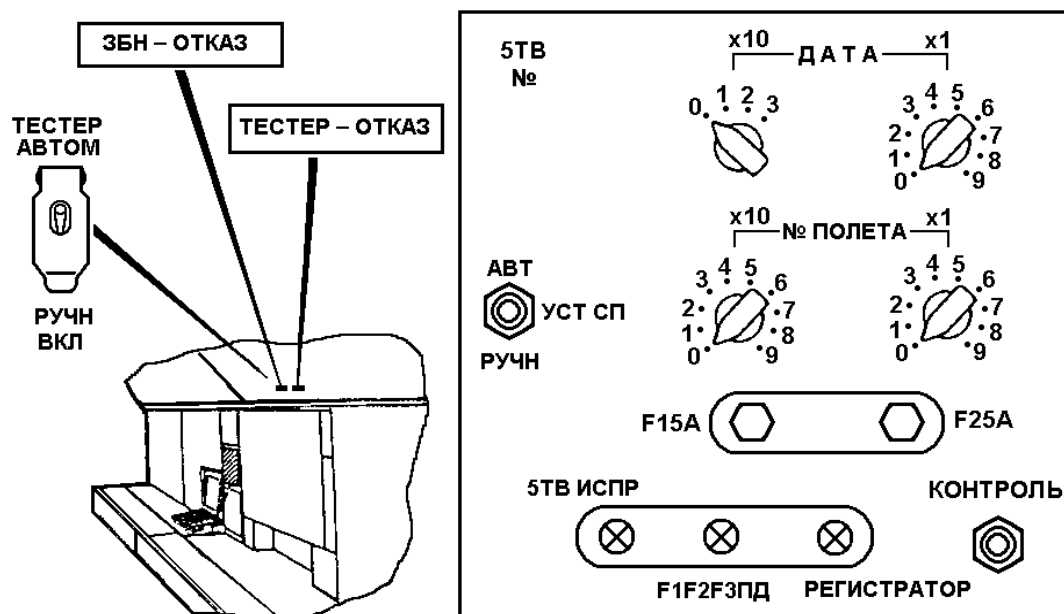


Рис. 5.2. Органы управления и индикации «Тестер-М»

6. Модули М-11А, М14-06 – усилители постоянного тока, согласуют сигналы от датчиков со входом схемы «Тестер-М».

Модуль М-11А преобразует сигнал температуры выходящих газов двигателей с колодок К-82 термопар Т-111.

Модули М-14-06 согласуют сигналы:

- крена от авиагоризонта АГР-74-15;
- крена и тангажа от аппаратуры АИСУ;
- положения РУД от ДСК-2 УПРТ-5;
- мгновенного расхода топлива от датчика ДРТ-3-1 расходомера СИРТ1-8А.

7. Блок согласования БС 4–04 согласует сигнал гироманитного курса от РА-5 (БОИК) системы А-826.

Принцип работы системы «Тестер-М» состоит в последовательном циклическом подключении с помощью устройства коммутации выходов датчиков, определенных перечнем параметров, к входам преобразователей напряжения или частоты в зависимости от вида сигнала, преобразованием этих сигналов в код и последующей регистрации на устройствах памяти с целью дальнейшего сохранения информации.

Запись в блоке 2ТВ ведется на 12 дорожках магнитной ленты 32-х разрядным двоичным параллельным кодом. Длительность кадра – 1 с, число строк в кадре – 256. Запись ведется в двух режимах: нормальном и аварийном (ускоренном). В нормальном режиме опрос датчиков выполняется с частотой $f = 256$ Гц, в аварийном режиме с частотой $f = 512$ Гц. Переключение на аварийный режим происходит при поступлении сигнала «Аварийная ситуация» от БАСК-124.

Преобразователи «Напряжение-Код» (ПНК) «Частота-Код» (ПЧК), преобразователи разовых команд ПРК, вырабатывающие «Логический 0», «Логическая 1», устройства коммутации размещены в блоках 1 ТВ и 3 ТВ.

Установка служебных параметров производится вручную с блока 5ТВ переключателями «Дата» (число текущего месяца), «№ полета» (число включения системы «Тестер-М») при положении переключателя

«Уст. СП» – «Ручн.», положение «Авт.» не задействовано. Регистрация служебной информации выполняется 15 раз за 1 мин.

Предусмотрен непрерывный самоконтроль исправности трех предохранителей в цепях питания групп датчиков напряжением $U = 6,3$ В.

Светодиод с градуировкой «F1 F2 F3 ПД» на блоке 5ТВ светится при неисправности хотя бы одного из трех предохранителей и не светится при их исправности.

Система контроля блока 2ТВ охватывает весь тракт записи, воспроизведения информации, формирует и выдает сигнал исправности блока 2ТВ.

В блоке 1ТВ производится непрерывный контроль погрешности преобразователей «Напряжение-Код», и формируется сигнал исправности ПНК.

При нажатой кнопке «Контроль» на блоке 5ТВ на входе преобразователей «Частота-Код» подается контрольная частота 8 Гц, и производится контроль погрешности преобразователей ПЧК.

При наличии сигналов исправности преобразователей напряжения и частоты формируется сигнал исправности блока 1ТВ.

При совпадении сигналов исправности блоков 1ТВ и 2ТВ схема контроля формирует сигнал исправности «Тестер-М», при этом на блоке 5ТВ светодиод «Регистратор» должен мигать, при неисправности блока 2ТВ – светиться, при неисправности блока 1ТВ – не светиться.

Самоконтроль блока 5ТВ формирует сигнал исправности, при нажатой кнопке «Контроль» на блоке 5ТВ светодиод «5ТВ испр» светится.

Таким образом, определить исправность схемы «Тестер-М» и его блоков можно только на земле при нажатой кнопке «Контроль» на блоке 5ТВ.

Система встроенного контроля обновляет информацию с периодом 1 с. При отказах блоков 5ТВ, 1ТВ, 2ТВ, 3БН-24 МТ-01 системы «Тестер-М» на верхней панели приборной доски бортинженера загораются светосигнализаторы «Тестер отказ», «3БН отказ». Светосигнализаторы могут загораться только при работающих двигателях.

Включение записи может быть выполнено вручную или автоматически. Ручное включение производится на земле (при обжатых шасси) при неработающих двигателях с целью проверки и регулировки. Для этого на верхнем пульте бортинженера переключатель «Тестер» установите в положение «Ручн. вкл». При установке переключателя в положение «Автом.» включение ЛПМ происходит при нажатии кнопки запуска любого двигателя (сигнал поступает от СО-2,4 при $\pi_k > 2,4$ с РК запуска) или при снятии обжатия основных стоек шасси (сигнал поступает с БМД-703, КВ находится на первой паре передней правой основной стойки).

Эксплуатация системы «Тестер-М»

На этапе предварительной проверки включите и проверьте систему «Тестер-М».

1. Убедитесь в наличии электроэнергии в бортсети ВС. Включите автоматы защиты на РУ 27 В правом «Тестер питание», «Тестер КУ», «Обогрев», на РУ 36 В левом «Тестер».

2. На блоке 5ТВ при положении переключателя «Уст. Сп.-Ручн.» переключателями «Дата» и «№ полета» установите число текущего месяца и номер полета.

3. Проверьте работоспособность системы «Тестер-М»:

– на блоке 5ТВ нажмите и удерживайте кнопку «Контроль». Регистратор должен включиться, светодиод «5 ТВ испр» должен светиться, светодиод «F1 F2 F3 ПД» не должен светиться, светодиод «Регистратор» должен мигать;

– отпустите кнопку «Контроль», светодиоды должны погаснуть.

Вылет с неисправным регистратором запрещается.

4. Перед запуском двигателей на верхней панели приборной доски бортинженера переключатель «Тестер» установите в положение «Автом.».

5. В полете контролируйте работоспособность регистратора по состоянию светосигнализаторов «Тестер-Отказ», «3 БН-Отказ». При загорании светосигнализатора «Тестер-Отказ», переключатель «Тестер» установите в положение «Ручн. вкл.». Если светосигнализатор «Тестер-Отказ» не погас, сделайте в бортжурнале запись с указанием времени отказа.

При загорании светосигнализатора «3 БН-ОТКАЗ» сделайте запись с указанием времени отказа ЗБН-24МТ-01.

Перечень параметров, регистрируемых бортовым аварийным устройством «Тестер-М» Ан-124-100

1. Параметры, характеризующие движение ВС:

- барометрическая и истинная высоты $H_{бар}$, $H_{ист}$;
- перегрузки по осям устойчивости n_y , n_x , n_z ;
- температура наружного воздуха $T_{н/в}$;
- приборная скорость $V_{пр}$;
- углы атаки, крена, тангажа, гиромагнитного курса;
- угловая скорость курса, крена, тангажа.

2. Параметры, характеризующие положение органов управления:

- в кабине: левого штурвала, левой педали, левой штурвальной колонки;
- отклонение рулей: руля направления, элеронов, интерцепторов-элеронов, руля высоты, управление и положение закрылков и предкрылков, ход сервоприводов СУУ РВ и РН, ход сервоприводов САЗ РВ и элеронов, положение Кш РВ, Кш РН и МЭТ РВ, управление и положение интерцепторов.

3. Параметры, характеризующие работу силовых установок:

- положение $\alpha_{руд}$, частота вращения ротора ВД, тяга $\pi_{И}$, мгновенный расход топлива, температура выходящих газов.

4. Параметры, характеризующие состояние систем ВС:

– перепад давления в кабине экипажа, сопровождающих, грузовом отсеке, давление в магистралях кольцевания, давление в гидросистемах 1, 2, 3, 4, напряжение на шине АКК 1-2 РУ 27 В левого, шине АКК 3-4 РУ 27 В правого, шин ТР6, РУ 200/115 В и 36 В правого (А-В), РУ 200/115 В и 36 В правого (А-С), шине ВСУ № 1 левой ЦРУ 200/115 В, шине ВСУ № 2 правой ЦРУ 200/115 В.

5. Информация, идущая от БАСК-124: московское время, номер обычной и аварийной ситуации.

6. Бинарные (разовые) сигналы: пилотажно-навигационного оборудования; системы управления; силовых установок; системы электроснабжения; противообледенительной системы (ПОС).

ГЛАВА 6

ИЗМЕРЕНИЕ И ИНДИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ

РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ Д-18Т

На самолете Ан-124-100 установлены турбореактивные, двухконтурные, трехвальные с реверсом тяги двигателя Д-18Т (4 шт.). Параметры работы двигателей измеряются датчиками и сигнализаторами, информация от которых преобразуется и через электропроводку двигателя и ВС выдается:

- на индикаторы приборов контроля двигателей (КРД) и в бортовую автоматическую система контроля БАСК;
- на запись в бортовой регистратор полетных данных «Тестер-М»;
- в систему аварийной сигнализации САС-4.

Все светосигнальные табло подключены через блоки аварийно-предупреждающих сигналов (БАП) или блоки уведомляющих сигналов (БУ) системы САС-4.

Приборы контроля работы двигателей (КРД)

В состав КРД входят:

1. УТП-4 – измеритель частоты вращения роторов высокого давления двигателя (1 шт.).
2. УПРТ-5 – указатель положения рычагов топливных регуляторов двигателей (2 комп.).
3. АИТ-1,7 – система контроля тяги двигателей (2 комп.).
4. ИОД-30 – измеритель суммарной степени повышения давления воздуха, в компрессоре двигателя, информация от которого выдается на блок индикации БАСК (1 комп.).

По показаниям индикаторов систем УТП-4, УПРТ-5, АИТ-1,7 и блока индикации БАСК(ИОД) обеспечивается определение мощности двигателей.

5. СО-2,4 – сигнализатор отношения давления (1 шт.).

6. ТСП-4 – система измерения температуры выходящих газов за турбиной двигателя (1 комп.).

7. ИВ-42-СФ-4 – аппаратура контроля уровня вибрации корпусов двигателей в плоскостях передних и задних опор, их крепления к пилонам (2 комп.).

8. СИРТ-8А – система измерения расхода топлива (1 комп.).

9. Приборы контроля маслосистемы двигателя Д-18Т.

10. ДИТ-100 – датчик давления топлива.

Назначение и краткие сведения о приборах КРД

1. **УТП-4** – тахометр, измеряет частоту вращения роторов компрессора высокого давления двигателей.

В комплект тахометра входят (рис. 6.1):

– УТП-4 – профильный указатель тахометра (1 шт.). Расположен на левой приборной панели старшего бортинженера;

– ДТЭ-5Т – датчик тахометра (4 шт.). Расположен на коробке приводов двигателя слева.

Принцип действия тахометра основан на преобразовании трехфазного переменного тока датчика с частотой, пропорциональной измеряемой частоте вращения ротора ВД, во вращение магнитоиндукционного узла и зеркала, от которого луч «световой индекс» попадает на шкалу указателя. С каждого датчика снимаются сигналы в бортовой регистратор «Тестер-М», в бортовую систему автоконтроля БАСК и на указатель УТП-4.

Указатель УТП-4 имеет четыре независимых канала измерения по одному для каждого двигателя. Шкала указателя проградуирована в процентах от 0 до 110 %, 100 % соответствует 2500 об./мин ротора датчика.

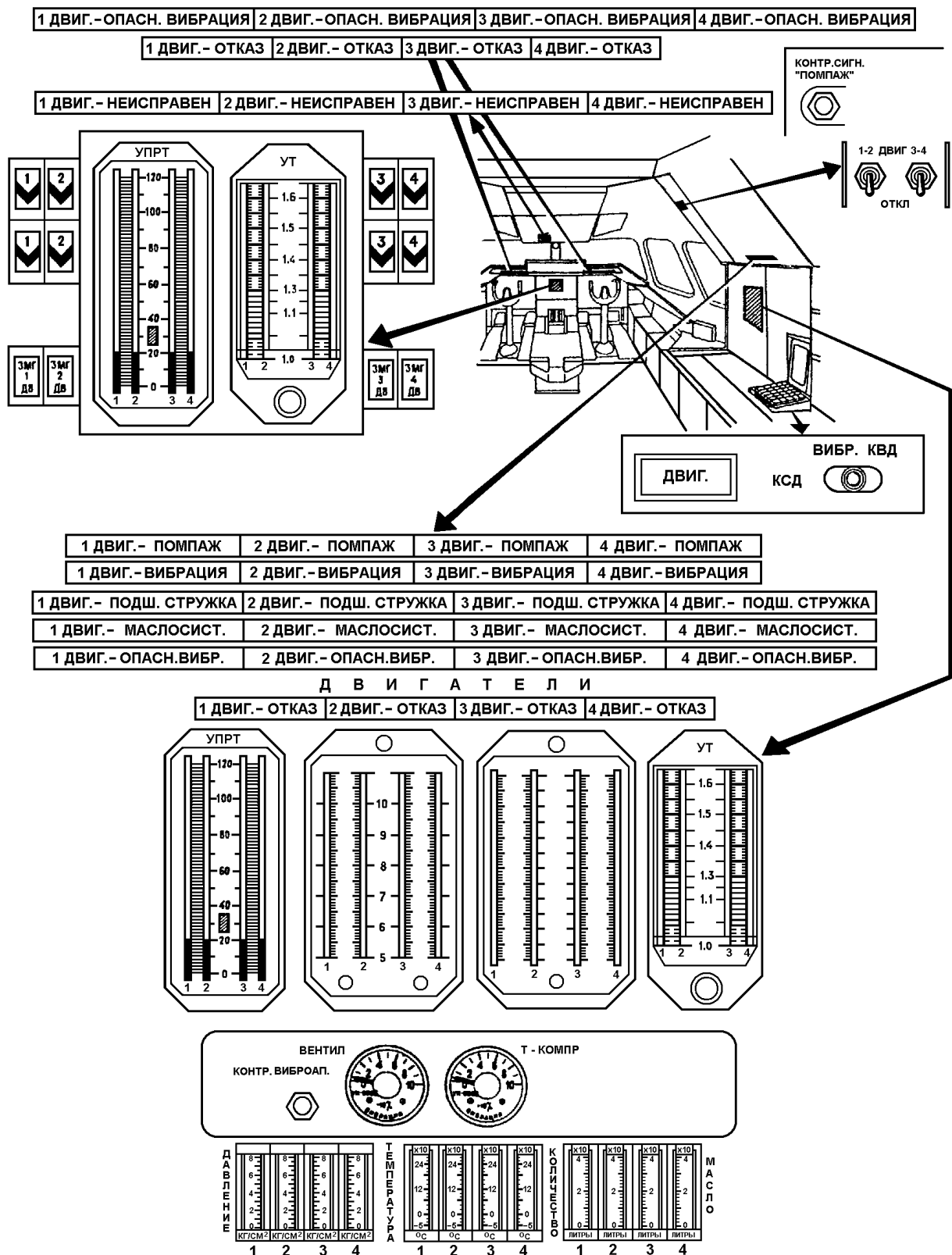


Рис. 6.1. Индикация, управление и сигнализация приборов КРД в кабине экипажа

Цвет индекса в диапазоне 0-55 % зеленый, что соответствует режиму запуска; 55-100 % белый – рабочий режим. Погрешность измерения при температурах $\pm 60^\circ$ до $\pm(1,5 - 2) \%$. Время перемещения индексов от 0 до

110 % – 2 с. Смена цвета индекса и масштаба шкалы производится автоматически по команде от порогового устройства блока уведомления БУ системы САС-4. На указателе имеются два диска по два сектора каждый. При отказе одного из каналов соответствующий сектор диска гаснет.

Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27 В для ламп формирования цветового (светового) индекса и напряжением 5,5 В для подсвета шкалы от шин АКК-1,2 и АКК-3,4. При включении автоматов защиты на РУ 27 В левом, правом тахометр готов к работе.

Для более точного и надежного измерения частоты вращения роторов компрессоров высокого, среднего давления КВД, КСД и ротора вентилятора РВ используются датчики ДТА-10. Они закреплены на внутренних полостях корпусов двигателя и работают вместе с индукторами, установленными на валах роторов двигателя КВД, КСД, РВ. Над индукторами каждого ротора установлены по четыре датчика:

- один датчик ДТА-10 выдает сигнал в ЭСУ – электронную систему управления – в диапазоне 70-100 % \pm 0,5 %;
- один датчик ДТА-10 выдает сигнал в БАСК в диапазоне 0-100 % \pm 1 %;
- два датчика ДТА-10 резервные.

Всего на каждом двигателе установлено 4 \times 3 – 12 датчиков. Сигналы в БАСК, ЭСУ выдаются напрямую.

Датчик ДТА-10 – генератор электрических импульсов напряжения, возникающих в обмотке датчика за счет изменения сопротивления магнитной цепи при прохождении зуба вращающейся шестерки-индуктора под торцом датчика. Частота следования электрических импульсов в датчике пропорциональна частоте вращения индуктора. Частота вращения контролируемого ротора двигателя определяется по зависимости:

$$n = \frac{(60 \cdot f)}{Z},$$

где Z – число зубьев индуктора;

f – частота импульсов.

При отказе датчиков ДТА-10 частоты вращения ротора вентилятора (обрыв цепи или короткое замыкание) отсутствуют показания n_B на БАСК или загорается светосигнализатор «ЭСУ отказ».

При отказах датчиков ДТА-10 частоты вращения роторов ВД, СД отсутствуют показания $n_{ВД}$, $n_{СД}$ на БАСК или загорается светосигнализатор «ЭСУ резерв» (происходит переключение ЭСУ с основного на резервный блок).

Неисправность устраняют подключением резервного датчика вместо неисправного.

2. **УПРТ-5** измеряет положение рычагов топливных регуляторов двигателей. В комплект указателя входят:

– ИПРТ-5 индикатор положения РУД (2 шт.). Расположены на средней панели приборной доски пилотов и на приборной доске старшего бортинженера;

– ДСК-2 – датчик сельсинный (4 шт.). Расположены на топливных регуляторах 4015Т двигателей.

Работа измерителя основана на принципе дистанционной передачи следящей системы на бесконтактных синусно-косинусных трансформаторах. Обмотка возбуждения трансформатора датчика подключена к сети переменного тока напряжением 36 В частотой 400 Гц, а его синусно-косинусные обмотки соединены трехфазной линией связи с синусно-косинусными обмотками трансформатора приемника. При повороте рычага топливного регулятора поворачивается, механически соединенный с ним, ротор трансформатора датчика. Токи, наводимые в синусно-косинусных обмотках трансформатора приемника, создают в нем переменное магнитное поле, которое наводит ЭДС в обмотке ротора трансформатора приемника.

Сигнал управления, пропорциональный синусу угла рассогласования, поступает на вход полупроводникового усилителя и питает обмотку реверсивного двигателя-генератора. Двигатель через редуктор поворачивает ротор трансформатора приемника до согласования схемы и кинематически

связанной с ним профиль индикатора. Сигналы с четырех датчиков одновременно поступают на два индикатора. Сигналы с каждого датчика поступают в БАСК и «Тестер-М».

Индикатор УПРТ имеет четыре идентичных канала по одному для каждого двигателя. Шкала проградуирована от 0 до 120 градусов. Погрешность индикации в нормальных условиях в диапазоне от 82 до 92° $-(\pm 1)^\circ$, на остальных отметках – $(\pm 1,5)^\circ$. Время передачи и отработки сигнала от датчика на индикатор не более 5 с.

Электропитание – переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц и напряжением ~ 6 В частотой 400 Гц для встроенного подсвета шкалы. При отказе питающего напряжения ~ 36 В частотой 400 Гц в центре шкалы индикатора появляется квадратный бленкер.

При включении автоматов защиты на левом РУ 36 В указатель готов к работе.

3. **АИТ-1.7** предназначен для контроля тяги двигателей. В комплект системы входят (рис. 6.2):

- 4 УОД-1.7 – указатель отношения давлений (2 шт.). Расположены на средней панели приборной доски пилотов и на приборной доске старшего бортинженера;

- ДОТ-1.7С – датчик (4 шт.). Расположен на амортизационной подвески наружной поверхности промежуточного корпуса двигателя слева (над маслобаком наверху);

- приемник давления P_1^* на входе в двигатель с трубопроводами подвода горячего воздуха на обогрев этого приемника, установлен в самолетном воздухозаборнике двигателя;

- три пятиточечные гребенки давления воздуха P_{C2}^* на выходе из сопла наружного контура с трубопроводами подвода горячего воздуха на обогрев гребенок от четвертой ступени на КВД, устанавливаются впереди стойки промежуточного корпуса двигателя;

– три четырехточечные гребенки давления газа P_{C1}^* на выходе из сопла внутреннего контура; устанавливаются на шпильки фланца корпуса задней опоры турбины, отверстиями против потока газа.

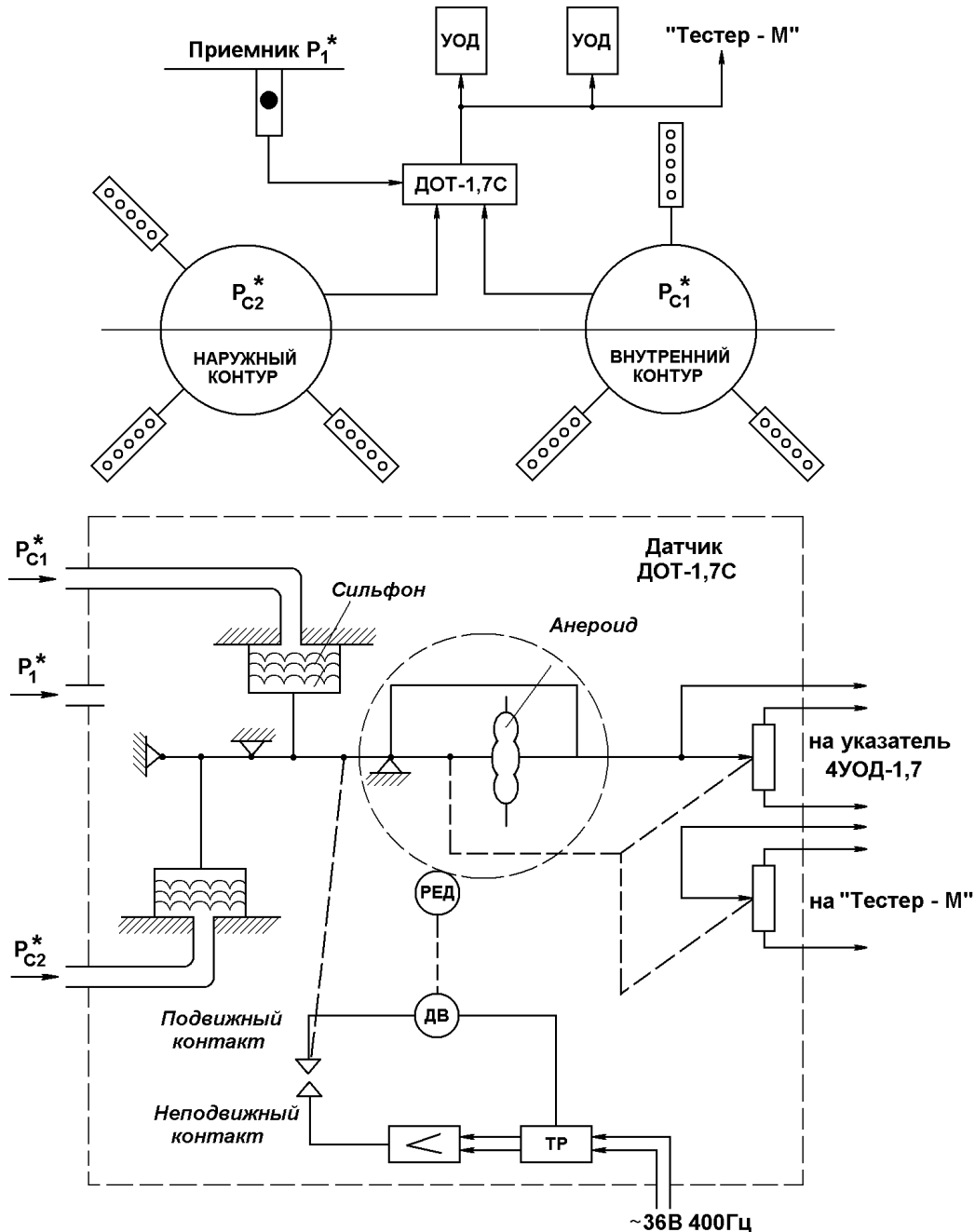


Рис. 6.2. Измерение тяги двигателя Д-18Т

Принцип действия: $\pi_{ИТ}$ – располагаемая тяга двигателя, измеряется в условных единицах по отношению суммарных полных давлений на выходе

из внутреннего (P_{C1}^*) и наружного (P_{C2}^*) контуров двигателя к полному давлению (P_1^*) на входе в двигатель:

$$\pi_{ИТ} = \frac{P_{\Sigma}^*}{P_1^*} = \frac{(P_{C1}^* \cdot K_{C1} + P_{C2}^* \cdot K_{C2})}{P_1^*},$$

где $K_{C1} = \frac{F_1}{(F_1 + F_2)}$;

$$K_{C2} = \frac{F_2}{(F_1 + F_2)};$$

F_1 – площадь среза сопла внутреннего контура,

F_2 – площадь среза сопла наружного контура.

Давление P_{C1}^* , P_{C2}^* , P_1^* , воспринимаемое гребенками и приемником давления, через систему трубопроводов поступает для измерения в датчик ДОТ-1.7С. Измерение отношения давлений производится компенсационным методом.

Давление P_1^* поступает в герметичный корпус датчика. Давление P_{C1}^* и P_{C2}^* поступает в два сильфона. Подвижные концы сильфона соединены с общим рычагом. Одна сторона анероида соединена с рычагом, а другая с осью рычага. При изменении отношения давлений рычаг прогибается под воздействием сильфонов. Контакт замыкается, электросигнал через усилитель поступает на двигатель. Двигатель вращает анероид, изменяя угол наклона анероида к рычагу, и поворачивает щётки выходных потенциометров.

При достижении равновесия приведенных сил сильфонов и анероида контакт размыкается, двигатель останавливается.

Датчик ДОТ-1.7С измеряет и выдает электрический сигнал, пропорциональный суммарному отношению давлений $\pi_{ИТ}$ на указатели 4УОД-1,7 и в «Тестер-М».

Датчик ДОТ-1.7 является прибором высокой точности и чувствительности, датчик герметичен.

4УОД-1.7 – указатель отношения давлений ленточного типа, имеет четыре идентичных канала по одному на каждый двигатель. Шкала отградуирована в условных единицах от 1 до 1,7, имеет встроенный подсвет. Погрешность измерения до $\pm 1\%$ ($\pm 0,017$). Отсчет выполняется по шкале границей черно-белой ленты. При отключении электропитания (отказе) лента возвращается за нижнюю отметку возвратной пружины. На указателе имеется кремальера для управления полосой – задатчиком расчетного значения располагаемой тяги двигателя.

Электропитание – переменным током напряжением $36_{-3,6}^{+1,8}$ В частотой 400 ± 8 Гц, постоянный ток напряжением 12 В для подсвета шкалы.

После включения автоматов защиты на левом, правом РУ 36 В указатель готов к работе.

4. ИОД-30 – измеритель суммарной степени повышения давления воздуха в компрессоре двигателя.

В комплект измерителя входят:

– УОД-30 – указатель отношения давлений (1 шт.). На самолете Ан-124-100 не установлен;

– ДОТ-30М – датчик отношения давлений (4 шт.). Расположен на наружной поверхности промежуточного корпуса двигателя слева, сверху.

Принцип действия: π_K – характеризует суммарную степень повышения давления воздуха за компрессором, определяется:

$$\pi_K = \frac{P_{КВД}}{P_1^*}.$$

Каждому режиму работы двигателя должно соответствовать определенное значение π_K : если оно меньше, то двигатель не выдаёт тягу, необходимо регулировать параметры работающего двигателя. Показания π_K используются при наземных проверках и регулировках двигателя.

Давление воздуха за компрессором высокого давления $P_{КВД}$ через штуцер, установленный на камере сгорания, по трубопроводу подводится к раздатчику давления, расположенному на промежуточном корпусе слева сверху. Далее трубопроводами давление воздуха подводится к штуцеру датчика ДОТ-30М.

Давление воздуха P_1^* от штуцера приемника по самолетному трубопроводу подводится к раздатчику давления, расположенному на двигателе на корпусе вентилятора сверху. От раздатчика трубопроводами двигателя давление P_1^* подводится к штуцеру датчика.

Измерение суммарной степени повышения давления воздуха за компрессором двигателя производится компенсационным методом.

Давление воздуха $P_{КВД}$ измеряется рабочим сильфоном, а P_1^* подаётся во внутреннюю герметичную полость датчика и измеряется анероидом.

С потенциометра датчика электрический сигнал, пропорциональный π_K , выдается в БАСК для индикации, диапазон измерения 2-30 единиц, погрешность измерения $\pm 0,2$ ед.

Электропитание датчика ДОТ-30М осуществляется переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от правого РУ200/115 В через трансформатор и автомат защиты «БАСК датчики».

5. Сигнализатор отношения давлений **СО-2,4** предназначен для замыкания электрической цепи при достижении $\pi_K \geq 2,4$. После срабатывания сигнализатора через его замкнутые контакты команда «27 В» подаётся:

- на коммутационное реле, которое обеспечивает блокировку сигнала «отсутствие питания ЭСУ»;
- в систему запуска двигателя;
- в «Тестер-М» для автоматического включения записи;
- в БАСК для регистрации числа выхода двигателя на режим (счетчик наработки);

– в САС-4 на светосигнализаторы красного цвета «ДВИГАТЕЛЬ ОТКАЗ», расположенные на приборных досках пилотов и старшего бортинженера (при $\pi_K > 2,4$ и $P_{\text{масла}} > 1,6 \pm 0,3$ светосигнализаторы гаснут, а при $\pi_K < 2,4$ и $P_{\text{масла}} < 1,6 \pm 0,3$ – загораются);

– подготавливает цепи для автоматического включения насосной станции НС-53 по отказавшему двигателю для сохранения работоспособности потребителей этой гидросистемы;

– на включение турбонасосной установки ТНУ-86А при положении крана шасси на «Уборку» для обеспечения уборки шасси при отказе 2 или 3-го двигателя.

Сигнализатор СО-2,4 повышенной надежности входит в состав двигателя. При отсутствии давления $P_{\text{КВД}}$ при $\pi_K < 2,4$, т.е. в исходном положении, контакты сигнализатора разомкнуты и удерживаются в разомкнутом положении моментом, создаваемым anerоидом.

Сигнализатор СО-2,4 установлен на промежуточном корпусе двигателя слева сверху. Давление воздуха $P_{\text{КВД}}$ и P_1^* подводится к датчикам ДОТ-30М и СО-2,4 одновременно. Датчик ДОТ-30М и сигнализатор СО-2,4 составляют аппаратуру ИСС-30М – измеритель степени сжатия.

6. ТСП-4 (термометр световой профильный) – система измерения температуры выходящих газов за турбиной двигателя.

Система предназначена:

– для контроля текущего значения температуры газов за турбиной ротора среднего давления двигателя;

– для выдачи электросигнала по температуре в электронную систему управления ЭСУ.

В комплект системы входят (рис. 6.3):

– УТГП-4 – профильный указатель температуры газов (1 шт.). Расположен на левой приборной доске старшего бортинженера;

- ПК-9Д – переходная колодка (4 шт.). Расположены в пилоне в районе первого лонжерона крыла;
- Т-111 – сдвоенные термопары (20 шт.). Расположены на корпусе турбины вентилятора;
- К-80 – соединительная колодка (1 шт.). Расположена на разделительной перегородке, установленной на корпусе турбины вентилятора;
- К-82 – соединительная колодка (4 шт.). Одна К-82 (внутренняя) расположена на разделительной перегородке корпуса турбины вентилятора, три К-82 (наружная) расположены на кронштейне, установленном на корпусе вентилятора;
- левый и правый коллекторы проводов от термопар к колодкам, соединительный провод между колодками К-82 и компенсационный провод между колодками К-80 и К-82 образуют электрические цепи для подключения термопар в систему измерения температуры газов.

Термопара Т-111 преобразует температуру выходящих газов за турбиной среднего давления в термоэлектродвижущую силу (ТЭДС). Термопара состоит из термоэлектродов, используются хромель – положительный электрод, алюмель – отрицательный электрод. Термопара Т-111 – сдвоенного типа, т.е. в одном корпусе располагаются две одинаковые самостоятельные термопары, замеряющие одну и ту же температуру. Соединение (распайка) термопар выполнено на колодках К-80 и К-82 группами, используется параллельно-последовательное соединение.

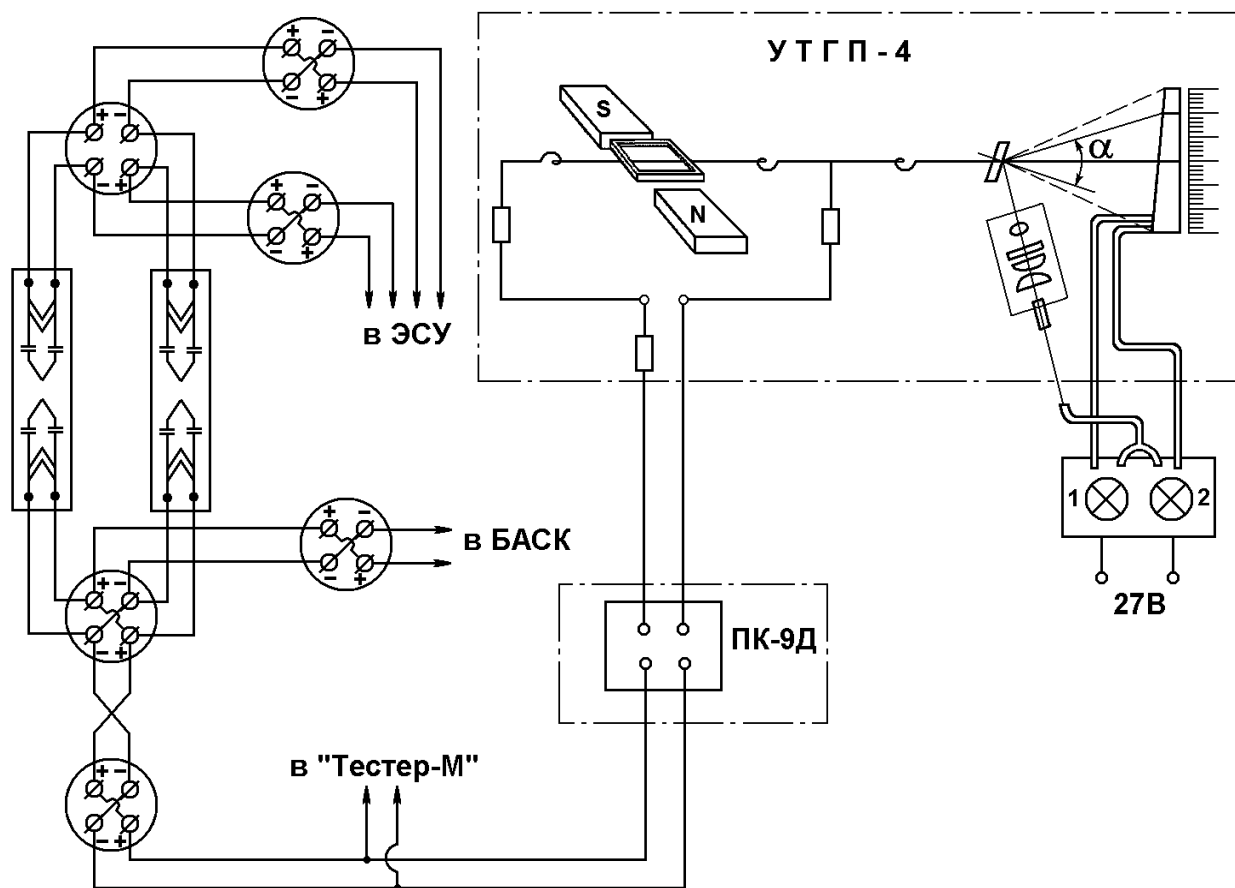


Рис. 6.3. Структурная схема системы управления температурой газа

Предусмотрена автоматическая компенсация ТЭДС холодного спая термопары напряжением мостовой схемы переходной колодки ПК-9Д. Напряжение меняется в зависимости от температуры холодного спая термопар отличной от стандартной температуры 15 °С. Поэтому показания не зависят от изменения температуры наружного воздуха. Сигнал ТЭДС с ПК-9Д выдается на указатель УТПГ, в БАСК и «Тестер-М». Сигнал с К-80 через переходные колодки К-82 выдается в ЭСУ.

Измерение термоэлектродвижущей силы термопар указателем УТПГ-4 основано на компенсационном методе. При изменении температуры выходящих газов электрический сигнал от термопар подводится к рамке указателя, расположенной между магнитами и связанной с пружиной, обеспечивающей противодействующий момент. В результате взаимодействия магнитных полей рамка и закрепленное на ее оси зеркало поворачиваются.

С помощью волоконно-оптического световода лучи света, смешанные от обеих ламп оптической системы, падают на зеркало. Лучи, отражаясь от него под углом пропорционально повороту зеркала, проектируются на входной торец волоконного экрана в виде светового столбика, граница которого соответствует измеряемой температуре.

Для сигнализации исправности ламп введены световоды. Свет от каждой из ламп подаётся по этим световодам на выходные торцы, размещенные на лицевой части указателя. Каждый из выходных торцов имеет форму полукруга, светящегося от своей лампы. Совмещенные вместе они образуют круглый световой сигнал. На корпусе нанесена маркировка ламп «1» и «2». Левая (правая) половина сигнала горит при исправной лампе с маркировкой «1» («2»).

Диапазон температур от 200 до 1000 °С;

Диапазон рабочих температур от 500 до 900 °С;

Погрешность показаний – ± 10 °С.

Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным напряжением 200/115 В частотой 400 Гц.

При включении автоматов защиты на левом, правом РУ 27 В и левом РУ 200/115 В термометр готов к работе.

7. ИВ-42-СФ-4 – аппаратура контроля вибрации непрерывно измеряет и индицирует уровень вибрации корпуса двигателя Д-18Т в местах установки датчика вибрации, выдает сигнал о превышении уровня вибрации на светосигнализаторы «1(2,3,4) Двиг. – Вибрация», «1(2,3,4) Двиг. – Опасная вибрация», в БАСК, «Тестер-М».

В комплект измерителя входят (рис. 6.4):

– МВ-04-3 – датчик вибрации (8 шт.) Расположены по 2 шт. на каждом двигателе, один на наружной поверхности промежуточного корпуса в плоскости передней подвески, второй на корпусе турбины в плоскости задней подвески;

– БЭ-47-2 – блок электронный (4 шт.). Расположены по 2 шт. на двух рамах РА-74 на этажерке, 21 шп., правый борт, в кабине сменного экипажа;

– УК-68 ВБ – указатель уровня вибрации «Вентил» и «Т-Компр» (2 шт.). Расположены на левой панели приборной доски старшего бортинженера;

– кнопка «Контр.Виброап» (1 шт.). Расположена рядом с указателями;

– переключатель «Вибр. КВД-КСД» (1 шт.). Расположены на столике СБИ у пульта БАСК

Электропитание осуществляется:

– переменным током напряжением 115 В частотой 400 Гц через автоматы защиты «Вибрация 1(2,3,4) двиг.» на левом и правом ЦРУ 200/115 В;

– постоянным током напряжением 27 В через автоматы защиты «Вибрация 1 (2,3,4)двиг.» на левом и правом РУ 27 В.

Выключатели «Вибро АПП.1-2 двиг.3-4» находятся на щитке ППЗ.

Принцип действия. Измерение уровня вибрации осуществляется датчиком МВ-04-3 пьезоэлектрического типа. Датчик выдает сигнал в виде электрического заряда, пропорционального виброускорению, сигнал подается на блок БЭ-47 и преобразуется в переменное напряжение. Частота этого сигнала пропорциональна частоте вибрации в месте установки датчика, а амплитуда пропорциональна виброускорению. Сигнал пропускается через предварительный фильтр, срезающий частоты помех, затем интегрируется и преобразуется в сигнал виброскорости. Сигнал пропускается через узкополосный следящий фильтр, полоса пропускания частот сдвигается, т.е. меняется порог чувствительности фильтра по сигналу датчика ДТА.

Контроль уровня вибрации выполняется с помощью узкополосных следящих фильтров по шести отдельно работающим измерительным каналам:

- вибросмещению ротора вентилятора РВ;
- виброскорости компрессора КСД;
- виброскорости компрессора КВД.

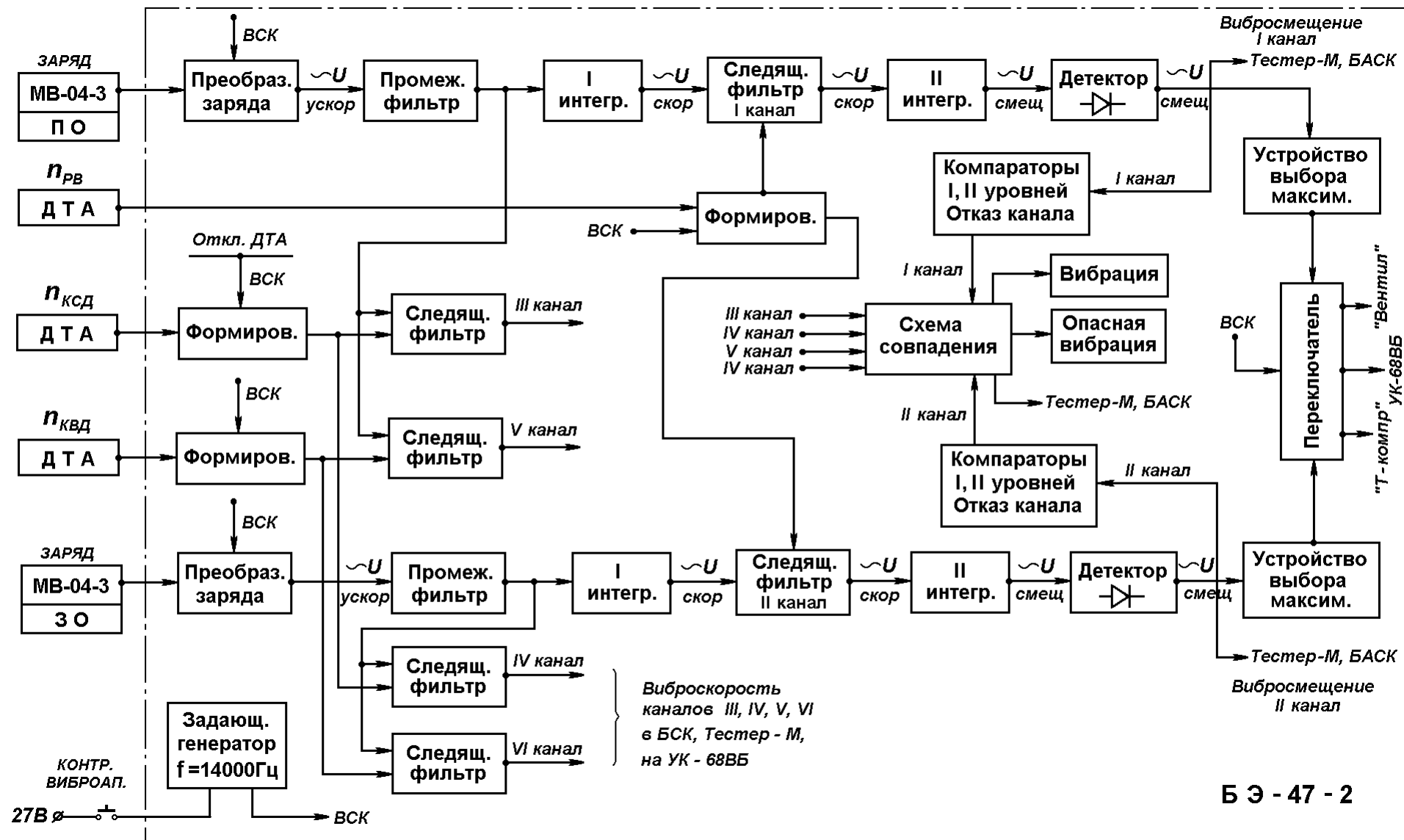


Рис. 6.4. Функциональная схема измерителя вибрации ИВ-42-СФ-4

Следящие (перенастраиваемые) фильтры по сигналам частоты вращения роторов $n_{РВ}$, $n_{КСД}$, $n_{КВД}$ от датчиков ДТА непрерывно настраиваются автоматически на текущую частоту вращения соответствующего ротора двигателя. Следящие фильтры выделяют первые роторные гармоники вибрации каждого ротора по сигналам переднего и заднего датчика вибрации. Сигналы от ДТА поступают на следящие фильтры через формирователь (нормирователь).

В каналах 3, 4, 5, 6 измеряется виброскорость роторов КСД, КВД. В каналах 1 и 2 сигнал уровня вибрации ротора вентилятора после следящего фильтра подается на второй интегратор и преобразуется в сигнал вибросмещения РВ.

Диапазон частот: для 1 и 2-го каналов – $f = 15-60$ Гц; для 3 и 4 – $f = 40-105$ Гц, для 5 и 6 – $f = 90-160$ Гц.

Диапазон измерения: для 1 и 2-го каналов вибросмещения от 0 до 0,3 мм; для 3, 4, 5, 6-го каналов виброскорость от 0 до 100 мм/с.

Погрешность измерения вибросмещения и виброскорости до ± 12 %.

Сигналы вибросмещения и виброскорости подаются на входы детекторов, преобразуются в напряжение постоянного тока, далее в устройство выбора максимального сигнала, на компараторы «Отказа канала», компараторы 1 и 2-го уровней, БАСК, «Тестер-М», САС-4.

Устройство выбора максимального сигнала выбирает максимальный сигнал из всех каналов измерения отдельно по вибросмещению и виброскорости, через переключатель «Вибр.КВД-КСД» выдает на индикаторы УК-68 ВБ. Текущее значение вибросмещения и виброскорости по всем каналам индицируются на блоке индикации БАСК в параметрическом кадре «Вибрация».

Самоконтроль работы каналов осуществляется непрерывно, при отказе любого из каналов на блоке БЭ-47 загорается светодиод с отключением неисправного канала.

В аппаратуре ИВ-42-СФ-4 предусмотрена встроенная система контроля (ВСК), включается нажатием кнопки «Контр. Виброап.». При включении ВСК по команде одновременно отключаются датчики вибрации и оборотов ДТА, на вход измерительных каналов поступают сигналы с задающего генератора прямоугольных импульсов частотой $f = 14\,000$ Гц. Стрелки указателей «Вентил.» и «Т-Компр.» должны отклониться на величину 95 ± 5 %, включаются светосигнализаторы: «1 (2,3,4) двиг.-Вибрация» (желтого цвета); «1 (2,3,4) двиг.-Опасная вибрация» (красного цвета).

Аппаратура ИВ-42-СФ-4 автоматически настраивается на включение сигнализации (компараторы 1 и 2-го уровней) «Вибрация» (превышение нормы) и «Опасная вибрация».

Светосигнализаторы «1 (2,3,4) двиг.-Вибрация» включаются:

- при вибросмещении 60 % (0,18 мм) по указателю «Вентил.»;
- при виброскорости 25 % (25 мм/с) по указателю «Т-компр.».

Светосигнализаторы «1 (2,3,4) двиг.-Опасная вибрация» включаются:

- при вибросмещении 90 % (0,27 мм);
- при виброскорости 50 % (50 мм/с).

8. Система измерения расхода топлива **СИРТ 8А**. Система СИРТ 8А предназначена для измерения часового расхода топлива каждого двигателя Д-18Т в кг/ч. На ВС установлен один комплект СИРТ 8А, в который входят:

- ДРТЗ-1 – датчик расхода топлива (4 шт.);
- БКФ1-1 – блок фазосдвигающих конденсаторов (1 шт.);
- ПОС-125ТЧ – преобразователь однофазовый статический точной частоты (1 шт.).

Блоки БКФ1-1 и ПОС-125ТЧ установлены в заднем техническом отсеке, 36-37 шп., левый борт.

Принцип действия. Датчик ДРТЗ-1 состоит из ведущей и ведомой крыльчаток. Крыльчатки посажены на одну ось, но между собой не связаны.

Ведущая крыльчатка закручивает электродвигателем топливо для придания ему вращательного момента. Электропитание двигателя осуществляется переменным током 36В от ПОС-125ТЧ. Измерительная часть – ведомая крыльчатка, на ее оси посажен синусно-косинусный датчик (СКД) с возвратной пружиной. При работающем двигателе на ведомой крыльчатке возникает крутящий момент. Угол поворота крыльчатки преобразуется датчиком СКД в напряжение, пропорциональное скорости и плотности топлива, т.е. часовому расходу в кг/ч. Плотность топлива учитывается автоматически гидромеханикой датчика. Сигнал с датчика выдается в БАСК. При вызове параметрического кадра на индикаторе БАСК индицируется часовой расход топлива всех четырех двигателей.

9. Приборы контроля маслосистемы двигателя Д-18Т предназначены для измерения и индикации:

- количества масла в маслобаке двигателя;
- перепада давлений и температуры масла в маслосистеме двигателя;
- наличия стружки или повышения температуры масла в подшипниках двигателя;
- сигнализации о минимальном перепаде давления масла и перепаде давлений на масляном фильтре.

Каждый двигатель Д-18Т имеет циркуляционную, под давлением, автономную маслосистему. Все агрегаты маслосистемы смонтированы на двигателе. Заправка маслобака каждого двигателя автономная. Для автоматизации процесса заправки и предотвращения попадания загрязнений в заправленное масло применена закрытая заправка маслобака через штуцер заправки с автоматическим прекращением заправки по сигналу датчика измерителя количества масла в баке. Управление заправкой осуществляется с панели заправки при открытой левой боковой крышке капота вентилятора. При необходимости маслобак можно заправить через заливную горловину.

Измеритель количества масла индицирует количество масла в маслобаке двигателя. Выдает сигналы максимального (38 ± 1) л и минимального (7 ± 1) л уровней масла в баке на светосигнализаторы и в БАСК.

В комплект измерителя входят:

- ИП1-40ПБ (ИП2-40ПБ) – унифицированный профильный индикатор (4 шт.). Расположены на приборной доске старшего бортинженера.
- ДРПЗ-1М – датчик рычажный поплавковый (4 шт.). Установлены на маслобаке.

После включения автоматов защиты на левом РУ27В измеритель готов к работе.

Измерение уровня масла в баке приводит к перемещению поплавка датчика ДРПЗ-1М, которое передается на движок потенциометра. Это приводит к измерению сопротивлений его плеч, т.е. токов в рамках магнитоэлектрического логометра. С рамкой связана индекс-стрелка, которая перемещается по шкале, проградуированной в литрах с оцифровкой «1», «2», «3», «4» ($\times 10$) л и имеет встроенный белый подсвет. Погрешность измерения $\pm 1,5$ л. Для заправки маслобака необходимо запитать самолетную шину заправки маслом и средства наружного обслуживания. При включении выключателя «Заправка маслом» на панели заправки маслом двигателя 1(2, 3, 4) срабатывает электромагнитный клапан МКТ-174 и открывает магистраль заправки с маслобаком. При полностью заправленном маслобаке по сигналу от датчика ДРПЗ-1М загорается светосигнализатор «Максим. уровень масла» и клапан МКТ-174 закрывается. После этого отключить выключатели и автоматы защиты средств наружного обслуживания на панели заправки маслом, схема заправки маслом приходит в исходное положение. При остатке масла (7 ± 1) л по сигналу датчика ДРПЗ-1М выдается сигнал «Миним. ост. масла» в БАСК.

ДИМ-Д – дифференциальный манометр, дистанционно измеряет перепад давлений масла между нагнетающей магистралью и масляной полостью.

В комплект манометра входит:

- ИА1П-8Б (ИА2П-8Б) – индикатор профильный (4 шт.). Расположены на приборной доске старшего бортинженера;
- ДМД – дифференциальный датчик давления масла (4 шт.). Установлен на промежуточном корпусе двигателя.

Изменения перепада давлений масла приводят к изменению выходного напряжения дифференциального трансформатора датчика ДМД, к изменению токов в рамках магнитоэлектрического логометра индикатора, т.е. перемещению стрелки по шкале с оцифровкой «0», «2», «4», «6», «8» кгс/см². Погрешность измерения $\pm 0,32$ кгс/см² в рабочем диапазоне 1,6-6,4 кгс/см². Шкала индикатора имеет встроенный белый подсвет.

Сигнал перепада давлений масла с датчика ДМД выдается в БАСК.

Измеритель температуры масла в двигателе состоит из:

- ИТ1П-60 / 260 Б (ИТ2П-60 / 260 Б) – индикатор профильный унифицированный (4 шт.). Расположены на приборной доске старшего бортинженера;
- П-77 – приемник температуры (4 шт.). Установлены на маслоагрегате МА-18Т.

Измерение температуры масла в баке изменяет сопротивление теплочувствительного элемента приемника, изменение токов в рамках магнитоэлектрического логометра индикатора, т.е. перемещению стрелки по шкале. Шкала индикатора имеет белый подсвет, градуирована от минус 60 до 260 °С. Погрешность измерения ± 7 °С в рабочем диапазоне от минус 40 до 240 °С.

После включения автоматов защиты на левом РУ 27 В измеритель индицирует фактическую температуру масла в двигателе.

Термостружкосигнализация своевременно обнаруживает разрушения деталей или повышения температуры масла в масляной полости двигателя. Сигнализация осуществляется с помощью термостружкосигнализаторов ТСС-18Т (5 шт.), установленных перед насосами откачки масла из масляных полостей двигателя.

При накоплении ферромагнитной стружки до 0,15 г или повышения температуры масла более (202-5) °С в любом из термостружкосигнализаторов замыкаются контакты и включаются светосигнализаторы: «1,(2, 3, 4) Двиг.-Подш.стружка», «1,(2, 3, 4) Двиг.-Неисправн.», сигнал выдается в БАСК.

После включения автоматов защиты на левом РУ 27 В термостружкосигнализаторы готовы к работе.

Сигнализация о минимальном перепаде давлений масла в маслосистеме двигателя осуществляется с помощью сигнализатора СПТ-1,6ТМ. Он представляет систему жестко связанных двух стальных сильфонов и мембраны. При снижении перепада давлений менее 1,6 кгс/см² замыкаются контакты и включаются светосигнализаторы «1,(2, 3, 4) Двиг.-Маслосист.», «1,(2, 3, 4)Двиг.-Неисправн.», «1,(2, 3, 4)Двиг.-Отказ.». Сигнал минимального перепада давлений выдается в БАСК.

Сигнализация перепада давлений на масляном фильтре тонкой очистки своевременно обнаруживает засоренность масляного фильтра двигателя.

Сигнализатор СП-0,6Э перемещает поршень с магнитом под давлением перепада давлений. При засорении маслофильтра двигателя и достижения перепада давлений масла более 0,6 кгс/см² контакты сигнализатора замыкаются и на экран индикации БАСК выводится сообщение: «1,(2, 3, 4) Двиг.: м/фильтр засорен». После включения автоматов защиты на правом РУ 27 В сигнализатор готов к работе.

10. **ДИТ-100** – датчик давления топлива (индуктивный, теплостойкий) измеряет давление топлива на рабочих форсунках двигателя.

Датчик закреплен на силовом кольце корпуса вентилятора с правой нижней стороны двигателя.

Принцип действия. При работе двигателя на чувствительный элемент – мембрану датчика действует давление топлива, подводимое к рабочим форсункам. Под действием давления мембрана прогибается и перемещает шток с закрепленным якорем, меняются зазоры магнитных цепей обмоток, включенных по схеме дифференциального трансформатора. Со вторичных обмоток снимается сигнал, пропорциональный давлению топлива. При нажатии параметрического кадра «Двиг.» («Расход топл., t° газ») на индикаторе БАСК индицируется давление топлива на рабочих форсунках всех четырех двигателей в диапазоне от нуля до 100 кгс/см², в рабочем диапазоне 15-85 кгс/см² погрешность ± 1 %.

ГЛАВА 7

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ

7.1. Система управления и изменения топлива СУИТ-3-2

Предназначена для:

- измерения и индикации количества топлива в каждом баке и суммарного запаса топлива на каждый двигатель;
- выдачи информации о суммарном запасе топлива на СО-72М, «Тестер-М», БАСК;
- выдачи сигналов «разовых команд» для управления автоматической заправкой и автоматического управления порядком расхода топлива, сигнализации резервного запаса топлива.

Общие сведения

На ВС топливо размещается в тринадцати баках-кессонах, которые согласно очередности выработки названы баками нулевой, первой, второй и третьей очереди. Из бака нулевой очереди топливо вырабатывается на все двигатели. Остальные баки разбиты на группы по три бака: первой, второй и третьей очереди выработки (по одному баку в очереди). Каждая группа баков питает один двигатель. Заправка баков топливом осуществляется через четыре штуцера централизованной заправки, установленные попарно в обтекателях шасси и сообщающихся трубопроводами со всеми баками. За каждой парой штуцеров установлены магистральные краны заправки, а на входе трубопроводов в баки – перекрывные краны

и гидроуправляемые клапаны. Управление централизованной заправкой осуществляется со щитка, установленного в носке правого обтекателя шасси. Кран заправки открывается вручную, закрывается вручную или автоматически по сигналу о критическом давлении в баке или по сигналу датчика топливомера при избытке топлива в баке.

Подача топлива к двигателям – автономная, к каждому двигателю топливо подается из его баков нулевой, первый, второй, третьей очередей выработки. Управление выработкой топлива осуществляется вручную или автоматически. Автоматическое управление выполняется по сигналам системы СУИТ-3-2. Контроль и управление выработкой топлива осуществляется с рабочего места старшего бортинженера.

Состав и краткая характеристика блоков СУИТ-3-2

В состав блоков СУИТ-3-2 входит (рис. 7.1):

1. ИТ11-1 – индикатор топливомера (1,2,3,4 двиг.) (4 шт.).
2. ПГКЗ-1Б – галетный переключатель с положениями 0-1-2-3-С (1 шт.).

Индикаторы ИТ11-1 и галетный переключатель расположены на щитке управления выработкой топлива приборной доски СБИ.

3. ИТ39-2 – индикатор топлива с задатчиком (1 шт.).
4. ИТ310 – (2...7) – индикатор топлива с задатчиком (6 шт.).

Индикаторы ИТ39 и ИТ310– (2...7) расположены на панели индикаторов заправки над щитком управления централизованной заправкой.

5. Датчики топливомера (54 шт.)

Из них: - ДТ-35А – датчик топливомера ($2 \times 8 = 16$ шт.);

- ДТК-7А – датчик топливомера с компенсатором температурной погрешности ($2 \times 3 = 6$ шт.);

- ДТС-17А – датчик топливомера с сигнализатором уровня топлива ($2 \times 11 = 22$ шт.);

- ДТСК-11А – датчик топливомера с сигнализатором и компенсатором (2×4 = 8 шт.);

- ДСИ5А-1 – датчик сигнализатор (2×1 = 2 шт.).

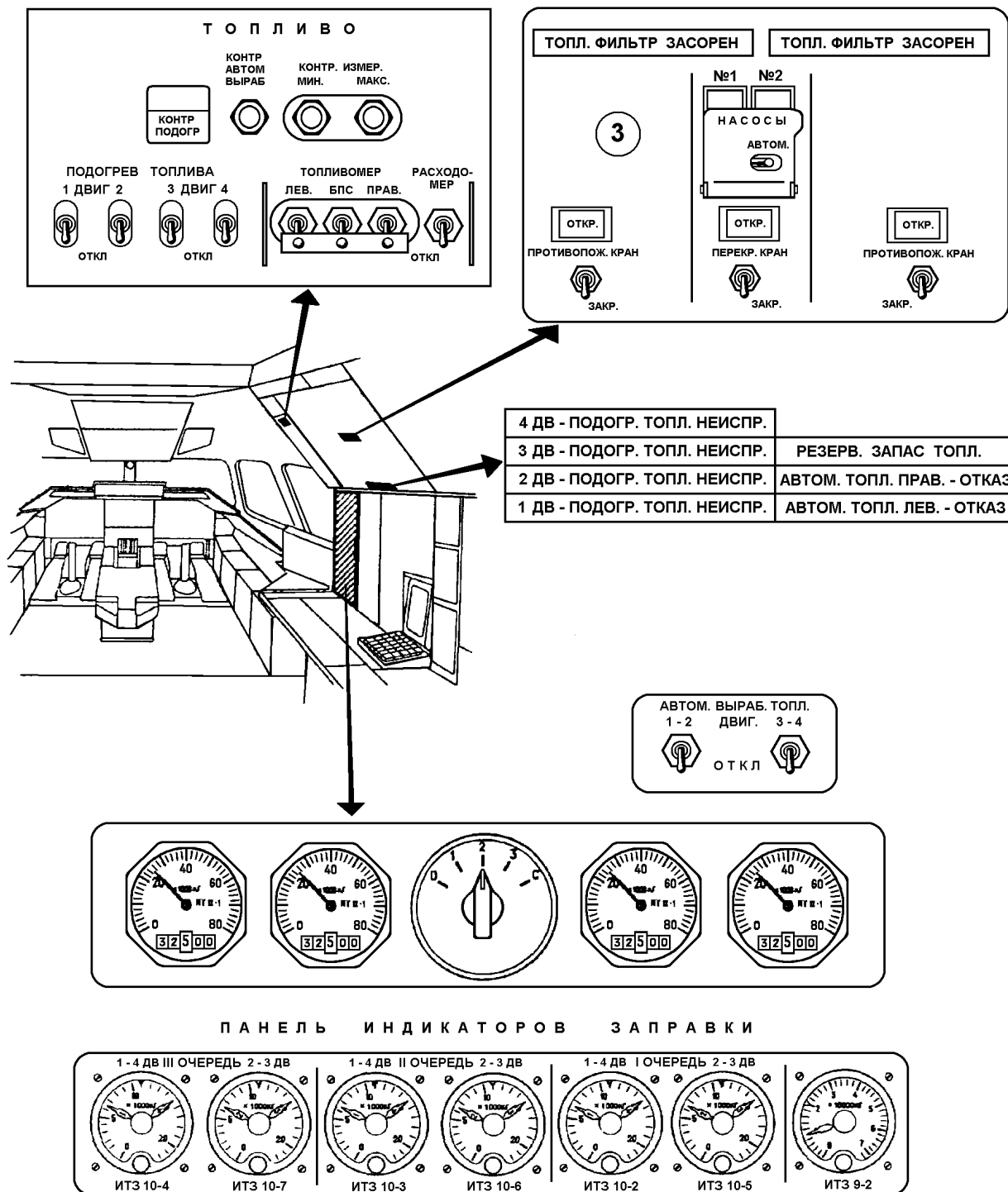


Рис. 7.1. Индикация, управление и сигнализация системы СУИТ3-2

6. РМГ7-1 – рама монтажная групповая (1 шт.) с блоками: БИО-6 – блок измерения и отработки со вставкой тарировочной ВТ 4-24 (нулевая очередь); БПС-5-1 – блок преобразования суммы со вставочной масштабной ВМ-1-2- (сумма);

7. РМГ8-1 с тремя блоками БИО-6 со вставкой ВТ4-25 (2 шт.), 1-я очередь; ВТ-4-26 (2 шт.), 2-я очередь; ВТ-4-27 (2 шт.), 3-я очередь для второго и третьего двигателя.

8. РМГ-8-2 с тремя блоками БИО-6 со вставками ВТ-4-28 (2 шт.), 1-я очередь, ВТ-4-29 (2 шт.), 2-я очередь, ВТ-4-30, 3-я очередь для первого и четвертого двигателя.

9. РМГК-1 – рама монтажная групповая коммутационная (1 шт.) с пятью блоками БРП 6А – 6 (2 шт.) – блок релейный полупроводниковый со вставкой контрольной ВКЗ-6 – (2 шт.); БУПР 9-1 (1 шт.) – блок управления порядком расхода; БРП 6А-9 (2 шт.) с ВК 2-9 (2 шт.).

Все рамы с блоками расположены на верхней палубе шп. № 24...27.

Электропитание системы СУИТЗ-2, включенной в электросеть ВС, осуществляется от бортовых или наземных источников электропитания переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц и постоянного тока напряжением 27 В.

Выключатели электропитания и кнопки контроля расположены на рабочем месте старшего бортинженера:

- выключатели (3 шт.) «Топливомер: лев., БПС, прав.»;
- кнопки (3 шт.) «Контр. автом. выруб.»; «Контр. измер. мин, макс.»;
- выключатели (2 шт.) «Автом. выруб. топл. 1-2 двиг. 3-4».

Система СУИТ 3-2 функционально состоит из трех частей:

- измерительная часть;
- автомат заправки;
- автомат расхода.

Измерительная часть состоит из следующих блоков: датчиков – ДТ-35А..., ДТС-17А..., ДТК-7А..., ДТСК-11А..., блоков БИО-6, БПС-5-1; переключателя ПГК-3-1Б; индикаторов ИТ-11-1 и индикаторов-здатчиков ИТЗ-9-2, ИТЗ-10-(2...7).

Принцип действия измерительной части основан на измерении электрической емкости датчика, изменяющейся с изменением уровня топлива в баке. Емкость датчика (трубчатого конденсатора) измеряется с помощью электрического моста. Мост запитывается переменным током частотой 800 Гц от специального генератора в блоке БИО-6. Температурная погрешность для учета изменения плотности топлива компенсируется за счет сигналов от приемника температуры П-85 (терморезистор), установленного в каждом баке в датчиках ДТК-7А и ДТСК-11А. При изменении массы топлива сигнал разбаланса электромоста преобразуется и обрабатывается двигателем-генератором ДГ механизма следящих систем МСС унифицированного блока БИО-6. В МСС каждого канала имеются четыре потенциометра для передачи сигнала: скорости отработки (ОС) в схему суммирования блока БПС-5-1, в схему индикации количества топлива на щитке заправки и в кабине.

На лицевой части БИО-6 имеются два потенциометра отработки со шкалами «1» и «2» и кнопка «Комп.» для проверки цепей температурной компенсации. В каждом блоке БИО-6 два канала: «1» – для баков левых двигателей (1, 2), «2» – для баков правых двигателей (3, 4). Измерительная часть СУИТЗ-2 (топливомер) состоит из 14 идентичных каналов измерения количества топлива и канала суммирования. На каждый двигатель по три канала измерения и два канала на нулевую очередь.

Каналы в зависимости от конфигурации и объема бака отличаются количеством и типом датчиков и вставок тарировочных.

Элементы измерительного моста и элементы его регулировки установлены в съемной вставке тарировочной ВТ-4.

Одна вставка содержит элементы одного канала измерения, вставок 14 шт. по числу каналов измерения. На каждой вставке ВТ-4-... имеются регулировочные потенциометры «Н», «М», «ОС».

Потенциометром «Н» регулируется начальная отметка шкал индикаторов при пустых баках, потенциометром «М» – максимальная отметка шкал индикаторов при полностью заправленной топливом очереди. Потенциометром «О» – скорость отработки.

Индикация количества топлива в каждой очереди и суммарного количества, приходящегося на двигатель в полете, осуществляется по индикатору ИТ11-1 по стрелке и счетчику с точностью до 100 кг в зависимости от положения переключателя ПГКЗ-1Б.

Индикатор ИТ11-1 имеет белый встроенный подсвет и светодиод для контроля наличия напряжения питания ≈ 115 В частотой 400 Гц на индикаторе.

Переключатель ПГКЗ-1Б обеспечивает поочередное подключение измерительных каналов при определении количества топлива в каждом баке и суммарного запаса топлива на каждый двигатель, имеет пять положений: «0», «1», «2», «3», и «С».

Индикация количества топлива в каждой очереди при заправке осуществляется индикаторами ИТ39-2, ИТ310-2...7. Индикатор ИТ39-2 – однострелочный, предназначен для индикации количества топлива в баке нулевой очереди. Индикаторы ИТ310-2..7 – двухстрелочные, предназначены для индикации количества топлива в симметричных баках первой, второй и третьей очередей.

Конечное значение, цена деления шкал индикаторов приведены в таблице.

Шифр индикатора	Конечное значение шкалы, кг	Цена деления	Измерения количества топлива
ИТ11-1	80 000	2 000	в 0,1,2,3 очередях и суммы на двигатель в полете
ИТ39-2	72 000	2 000	«0» очередь
ИТ310-2	25 000	1 000	1 очередь 1,4 двигателей
ИТ310-3	22 000	1 000	2 очередь 1,4 двигателей
ИТ310-4	22 000	1 000	3 очередь 1,4 двигателей
ИТ310-5	25 000	1 000	1 очередь 2,3 двигателей
ИТ310-6	22 000	1 000	2 очередь 2,3 двигателей
ИТ310-7	22 000	1 000	3 очередь 2,3 двигателей

Индикаторы ИТ39-2, ИТ310-2...7 предназначены для задания программы неполной заправки баков.

На лицевой панели индикаторов расположена кремальера, которой перемещают индекс-задатчик заправки на заданную отметку шкалы. При достижении в очереди количества топлива, совпадающего с количеством топлива, установленным индексом по шкале индикатора, срабатывает микровыключатель и подается сигнал на закрытие кранов заправки.

На задней панели индикаторов под крышкой расположены винты регулировки «ОС» и «М». Погрешность измерительной части системы СУИТ-3-2 при нормальных условиях в горизонтальном полете не более $\pm 2\%$, в условиях, отличных от нормальных $\pm 4\%$, при повышенной влажности $\pm 5\%$ от максимального значения шкалы.

Суммирование количества топлива в очередях, т.е. во всех измерительных каналах выполняется блоком БПС5 со вставкой ВМ1-2.

На лицевой панели БПС5 расположены: кнопка «Контроль», четыре светодиода для проверки устройства кодирования и ручка, связанная с осью контрольного потенциометра для наземных проверок.

Информация суммарного количества топлива в очередях выдается в виде относительного сопротивления в БАСК-124, «Тестер-М», четырехзначного двоичного кода в СО-72М.

Контроль функционирования измерительной части индикаторов кабины ИТ11-1 осуществляется поочередным нажатием кнопок «Контр. измер. мин., (макс.)». При нажатии кнопки «Контр. измер. мин., («Контр. измер. макс»)» стрелки и показания счетчиков индикаторов ИТ11-1 должны переместиться в сторону начальных (конечных) отметок шкал. При отпускании кнопки стрелки и показания счетчиков должны вернуться в исходное положение. Не рекомендуется одновременное нажатие кнопок: «Контр. измер. мин.», «Контр. измер. макс». Контроль функционирования индикаторов заправки осуществляется нажатием кнопок «Контроль указат. заправки мин., макс.» расположенных на щитке централизованной заправки.

Для проверки работоспособности схемы температурной компенсации необходимо установить галетный переключатель ПГКЗ-1Б в положение номера очереди проверяемого канала измерения и нажать кнопку «Комп» на соответствующем блоке БИО-6. Стрелки и показания счетчиков индикаторов должны переместиться в сторону начальных отметок шкал на (10 ± 2) % индицируемого количества топлива, шкалы «1» и «2» на блоках БИО-6 должны перемещаться против часовой стрелки.

Принцип действия автоматической части заправки и расхода основан на применении индуктивных сигнализаторов уровня топлива, представляющих обмотку индуктивности, закрепленную на заданном уровне на направляющей трубке датчиков ДТСК, ДТС, ДСИ. Стальной сердечник обмотки находится на поплавке и отслеживает уровень топлива. При введении в обмотку или выводе сердечника индуктивность обмотки изменяется. Обмотка включена в схему электрического моста переменного тока. При изменении индуктивности сигнал разбаланса усиливается, и включаются исполнительные реле, через их контакты подается команда на управление кранами заправки и насосами перекачки. Погрешность сигнализации уровня топлива при нормальных условиях не более 10 мм, при условии, отличных от нормальных 15 мм.

Автоматическая часть заправки состоит из двух блоков БРП6А-9, датчиков ДТС17А, выдает сигналы на управление схемой централизованной заправки.

Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27 В через аварийные шины кранов заправки, переменным током напряжением 115 В частотой 400 Гц через аварийные шины правого ВСУ. Выключатели «Включение 27 В. Заправка топлива» и «Вкл. ~115 В» расположены на щитке централизованной заправки. При этом на блоки БРП6А-9 левого и правого полукрыла поступают сигналы от датчиков – сигнализаторов заправки ДТС17А-18...26. По мере заполнения баков топливом блоки БРП6А-9 выдают управляющие сигналы на закрытие магистральных и электроуправляемых кранов заправки.

Количество заправленного в баке топлива контролируйте по индикаторам топливомера.

При отсутствии переменного тока напряжением 115 В частотой 400 Гц в схемах автомата расхода левого или правого полукрыла гаснет светосигнализатор «Вкл. ~115В», включаются светосигнализаторы «Отказ автом. заправки лев.» или «Отказ автом. заправки прав.», звучит сирена и закрываются заправочные и магистральные краны.

Функционирование схемы автомата заправки осуществляется при открытых заправочных и магистральных кранах кнопкой «Контр. автом. заправ.». При нажатии кнопки все заправочные и магистральные краны закрываются, звучит сирена, включаются светосигнализаторы «Критич. давлен.». При отпускании кнопки схемы возвращаются в исходное положение, но магистральные краны необходимо открывать вручную.

Светосигнализатор «Критич. давлен.» загорается при условиях:

– достижения критического давления 5 кгс/см^2 в магистралях от сигнализатора давления МСТ-5А, при этом уменьшите давление от топливозаправщика ТЗ;

– достижения критического давления в топливном баке $0,25 \text{ кгс/см}^2$ от сигнализатора давления СДУ2-025, при этом закрываются магистральные и электроуправляемые краны, звучит сирена.

Функционирование исправности цепей сирены и светосигнализатора осуществляется нажатием кнопки «Контроль сирены, критич. давл».

Автоматическая часть расхода состоит из двух блоков БПР6А-6, блока БУПР9-1 и датчиков ДТС17А, ДТСК11А, ДСИ5А-1, выдает сигналы в схему автоматического управления расхода топлива по заданной программе. Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27 В от основных шин ВУ1 и ВУ4, установленных в левом и правом ЦРУ 27 В, от аварийных шин ВУ2 и ВУ3, установленных в левом и правом РУ 27 В, переменным напряжением 115 В частотой 400 Гц от аварийных шин ВСУ 1 и ВСУ 2, установленных в левом и правом ЦРУ 200/115 В. При включении выключателей «Противопожарные краны» двигателей № 1 ... (2,3,4) открываются их противопожарные краны и включаются светосигнализаторы «Откр.» двигателей № 1 ... (2,3,4). При нажатии и включении сигнализации кнопки-ламп «Насос» третьей очереди топливо поступает в топливную систему двигателя № 1 ... (2,3,4), двигатели готовы к запуску. Автоматическое управление расходом топлива включается выключателями «Автом. выработ. топл. 1-2 двиг. 3-4». При этом электропитание подается на блоки БРП6А-6 и БУПР9-1 левого и правого полукрыльев. Блоки подключены так, что при неисправностях блоков правого полукрыла выработкой топлива управляют баки левого полукрыла и наоборот. Блоки управления порядком расхода топлива выдают сигналы на автоматическое по заданной программе включение и отключение насосов выработки топлива. Порядок выработки топлива сигнализируется кнопкой-лампой и линиями мнемосхемы. При остатке топлива в одном из баков третьей очереди на один час работы двигателя включаются светосигнализаторы «Резерв. запас топл.» расположенные на нижней приборной панели пилотов и левой приборной панели старшего бортинженера. Одновременно с загоранием светосигна-

лизаторов «Резерв. запас топл.» загорается ЦСО. Контролируйте выработку топлива по индикатору ИТ11-1 топливомера.

Контроль функционирования автомата расхода осуществляется кнопкой «Контр. автом. выраб.».

При нажатии и удерживании кнопки в течение 25 с должны погаснуть кнопки-лампы насосов первой очереди и через 15-25 с должны загореться светосигнализаторы «Резерв. запас топл.» и ЦСО.

При неисправностях в цепях автоматического управления выработкой топлива (отсутствие электропитания напряжением ~ 115 В частотой 400 Гц) загораются светосигнализаторы «Автом. топл. прав. – Отказ» или «Автом. топл. лев. – Отказ».

Перед полетом после включения электропитания на бортсеть старшему бортинженеру проверить количество топлива в баках. Включите топливомер и поочередно установите переключатель топливомера в положение «0, 1, 2, 3, С». По индикатору проверьте количество топлива в баках каждой очереди и суммарный запас на каждый двигатель. После запуска СУ нажмите кнопку-лампу «Насос» нулевой очереди, кнопку-лампу и линии мнемосхемы над ними загорятся. Включите автоматическую выработку топлива выключателями «Автом. выраб. топл. 1-2 двиг. 3-4», загораются кнопка-лампа «Насос» первой (второй) очереди и линии мнемосхемы. Переключатель топливомера установите на очередь баков, из которых вырабатывается топливо. В полете при автоматическом управлении выработкой топлива систематически следите за автоматическим переключением насосов, по индикатору ИТ11-1 контролируйте топливо в баках той очереди, из которых вырабатывается топливо. При разнице топлива в симметричных баках в 500 кг и более, произведите выравнивание. При загорании светосигнализаторов «Резерв. запас топл.» откройте все краны кольцевания. Загорание светосигнализаторов «Автом. топл. лев. – отказ» или «Автом. топл. прав. – отказ» или одновременное загорание светосигнализаторов свидетельствует об отказе автоматического управления

выработки топлива одного полукрыла или нарушение очередности выработки топлива в автоматическом режиме. Рекомендуется перейти на ручное управление выработкой топлива с повышенным контролем за очередностью выработки топлива.

7.2. Система индикации расположения поверхностей управления самолетом Ан-124-100 (СИ-57)

Система СИ-57 предназначена для световой индикации положения управляющих поверхностей и средств механизации крыла ВС.

В состав системы СИ-57 входят (рис. 7.2):

1. ИП57-1 – индикатор управляющих поверхностей (1 шт.).
2. ИП57-2 – индикатор механизации крыла (1 шт.). Индикаторы расположены на средней приборной доске пилотов.
3. ПН57-01 – преобразователь напряжения (1 шт.). Расположен за средней панелью приборной доски пилотов.
4. ДСК-1 – синусно-косинусный датчик положения управляющих поверхностей (7 шт.).

ДСК-1 левого и правого элеронов ($\delta_{эл\ лев}$, $\delta_{эл\ прав}$) расположены на хвостовой нервюре № 39 левого и правого полукрыла;

ДСК-1 левого и правого интерцепторов-элеронов ($\delta_{и-эл\ лев}$, $\delta_{и-эл\ прав}$) расположены на лонжероне № 4 левого и правого полукрыла между нервюрами № 32-33;

ДСК-1 левой и правой половин руля высоты ($\delta_{РВ\ лев}$, $\delta_{РВ\ прав}$) расположены на внешних секциях левой и правой половины РВ;

ДСК-1 (секция 1 верхняя) руля направления $\delta_{РН}$ расположен на хвостовой части киля у нервюры № 11.

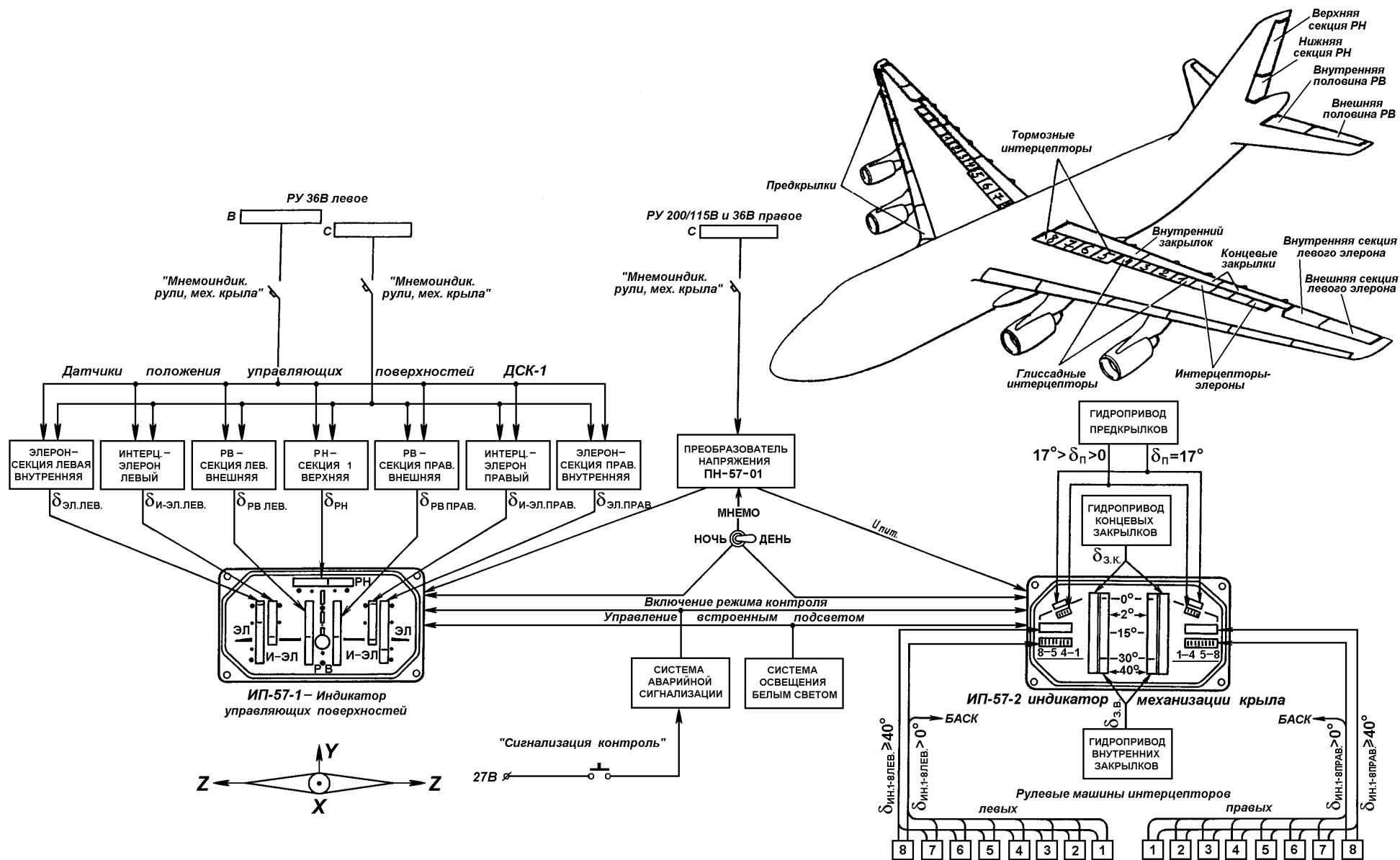


Рис. 7.2. Функциональная схема системы индикации СИ-57

Принцип индикации положения управляющих поверхностей по индикатору ИП-57-1

Сигналы с датчиков ДСК-1, пропорциональные положению соответствующей рулевой поверхности, поступают в индикатор для аналого-цифрового преобразования и отображаются на светодиодных шкалах в виде позиционного положения единичных светящихся элементов.

Для удобства на лицевой панели индикатора ИП-57-1 изображен контур ВС по осям X, Z, Y (вид спереди). Шкалы с метками среднего положения (точка малого диаметра) и крайнего положения (точка большого диаметра) поверхности. За пределами меток крайних положений имеются по два дополнительных элемента, индицирующих превышение допустимых угловых положений. Индекс положения рулевых поверхностей представляет собой единичный следящий элемент светодиодной шкалы.

Индикация осуществляется:

- положение левого и правого элеронов по двум шкалам «ЭЛ» с дискретностью 2°;
- левого и правого интерцепторов-элеронов по двум шкалам «И-ЭЛ» с дискретностью 3,5°;
- левой и правой половин руля высоты по двум шкалам «РВ» с дискретностью 2°;
- секции 1 верхней руля направления по одной шкале «РН» с дискретностью 3°.

В крайних положениях рулевых поверхностей соответствующие индексы устанавливаются напротив точек большого диаметра с точностью ± 2 элемента шкалы, а в нейтральном положении с точностью ± 1 элемент шкалы.

Принцип индикации положений элементов механизации крыла по индикатору ИП57-2

На лицевой части индикатора изображений контур крыла, номера интерцепторов и шкалы предкрылков и углов выпуска закрылков.

Индикация угла отклонения концевых и внутренних закрылков осуществляется положением единичного светящегося элемента по внешней и внутренней светодиоидным шкалам в центре индикатора. Максимальная погрешность индикации положения закрылков на отметках «0°», «15°», «30°», «40°» не превышает ± 1 элемент шкалы, условная дискретность составляет 1° . Управляющие сигналы угловых положений концевых и внутренних секций закрылков подаются в индикатор с потенциометров гидроприводов закрылков.

Индикация промежуточного и полного выпущенного положения левых и правых предкрылков осуществляется по верхним и нижним светосигнализаторам в верхней части индикатора. Промежуточному положению $170^\circ > \delta_{\Pi} > 0$ соответствует свечение всех элементов в левых и правых нижних светосигнализаторах, а при полностью выпущенных предкрылках $\delta_{\Pi} = 17^\circ$ – свечение верхних левых и правых светосигнализаторов, при этом нижние светосигнализаторы гаснут. При отсутствии сигналов из гидропроводов предкрылков все светосигнализаторы положения предкрылков гаснут. Управляющие сигналы для зажигания светосигнализаторов подаются в индикатор с микровыключателей промежуточного и полностью выпущенного положения предкрылков.

Индикация неубранного положения, полностью выпущенного положения левых и правых интерцепторов осуществляется по нижним и верхним светосигнализаторам с оцифровкой «8-5, 4-1» и «1-4, 5-8», расположенных в нижней части индикатора. Неубранное положение каждой секции интерцепторов $\delta_{ИН} > 0^\circ$ индицируется одним светящимся элементом нижней светодиоидной шкалы, а полностью выпущенное положение $\delta_{ИН} = 40^\circ$ одновременным свечением одним элементом нижней и одним элементом верхней светодиоидных шкал. При отсутствии сигналов из рулевых машин каждого интерцептора его элементы в верхнем и нижнем светосигнализаторах не светятся.

Управляющие сигналы для индикации положения интерцепторов подаются в индикатор микровыключателями необнуемого и полностью выпущенного положения с рулевых машин каждого интерцептора.

Преобразователь напряжения ПН57-01 преобразует напряжение ~ 115 В частотой 400 Гц в напряжение ± 15 В, ± 10 В, 7 В, 4 В постоянного тока для питания электронных индикаторов, потенциометрических датчиков положения предкрылков и интерцепторов.

Регулировка интенсивности освещения белым светом контуров, надписей, оцифровки и меток шкал на индикаторах осуществляется рукояткой трансформатора «Приборы» на щитке освещения левого пульта.

Система индикации имеет два режима – основной и контрольный.

В основном режиме система обеспечивает индикацию текущего положения всех управляющих поверхностей и средств механизации крыла.

В контрольном режиме система обеспечивает контроль работоспособности всех элементов светодиодных шкал и каналов аналого-цифрового преобразования. Режим включается нажатием кнопки «Сигнализация контроль» системы аварийной сигнализации (САС-4), расположенной на правом пульте. При этом «+27 В» подаются в оба индикатора, которые обеспечивают встроенный контроль функционирования всех каналов системы без контроля датчиков.

От встроенных в индикатор генераторов подается на входы всех каналов управляющих поверхностей и закрылков медленно изменяющееся контрольное напряжение. Амплитуду и знак этого напряжения имитируют изменением амплитуды и знака выходных сигналов датчиков в полном диапазоне. Происходит последовательное загорание единичных элементов светодиодных шкал сверху вниз, для руля направления справа налево с одного крайнего положения в другое и обратно. Обеспечивается визуальное обнаружение отсутствия индикации до единичного элемента каждой светодиодной шкалы. По каналам предкрылков и интерцепторов одновременно

подключаются все командные сигналы – входы на корпус. Загораются все светосигнализаторы, обеспечивается визуальное обнаружение отсутствия индикации до единичного элемента каждой светодиодной шкалы.

Электропитание системы осуществляется:

– переменным током напряжением 115 В частотой 400 Гц через автомат защиты сети «Мнемоиндик. Рули, Мех.Крыла» от аварийной шины правого РУ 200/115 В и 36 В;

– переменным током напряжением 36 В частотой 400 Гц через два автомата защиты «Мнемоиндик.Руля, Мех.Крыла» от аварийных шин левого РУ 36 В.

При включении электропитания на ВС и автоматов защиты система готова к работе.

7.3. Кислородное оборудование КО-124-100

КО обеспечивает жизнедеятельность членов экипажа и жизнеспособность обслуживающего персонала в нормальных и аварийных условиях полета, а также профилактическое питание кислородом и защиту экипажа от воздействия на глаза, органы дыхания от дыма, угарного газа.

КО состоит из стационарного и переносного оборудования.

Состав и краткая характеристика стационарного кислородного оборудования (рис. 7.3)

1. УБШ-25/150М – унифицированный баллон шарообразный емкостью 25 л с рабочим давлением 150 кгс/см² (8 шт.).

Установлены симметрично на левом и правом борту в отсеках под зализами полукрыльев, у шп. № 31-37;

2. Зарядный щиток (1 шт.). Установлен в левом обтекателе шасси, у шп. № 46-47 под крышкой «Зарядка кислородом». На щитке расположены: штуцер с колпачком, вентиль КВ-19В2, манометр МА-250КМ контроля давления кислорода в системе в зависимости от температуры воздуха согласно таблице, расположенной рядом с манометром.

Трубопровод с кислородом от щитка зарядки под полом грузовой кабины проходит до шп. № 35 и поднимается по левому борту в кабину сменного экипажа, затем разветвляется в сторону левых и правых баллонов.

3. БКО-5К – блок кислородного оборудования (6 шт.). Установлены на рабочих местах командира ВС, второго пилота, штурмана, старшего бортинженера, бортинженера по авиационному оборудованию (АО), бортрадиста. С каждым комплектом используются дымозащитные очки ДЗ0-1Л (рис. 7.4).

4. Кислородный щиток бортинженера по АО (1 шт.).

5. Щиток резервный питания кислородом (1 шт.).

6. Щиток сигнализации наличия кислорода (1 шт.).

Щитки расположены на рабочих местах бортинженеров по АО (рис. 7.5).

7. Щиток распределения кислорода в кабине сменного экипажа (рис. 7.6а) (1 шт.).

8. Щиток распределения кислорода в кабине обслуживающего персонала (рис. 7.6б) (1 шт.).

9. Щиток сигнализации наличия кислорода в кабине обслуживающего персонала (1 шт.). Установлен на рабочем месте оператора погрузочно-разгрузочных работ ОНР № 1, шп. № 57.

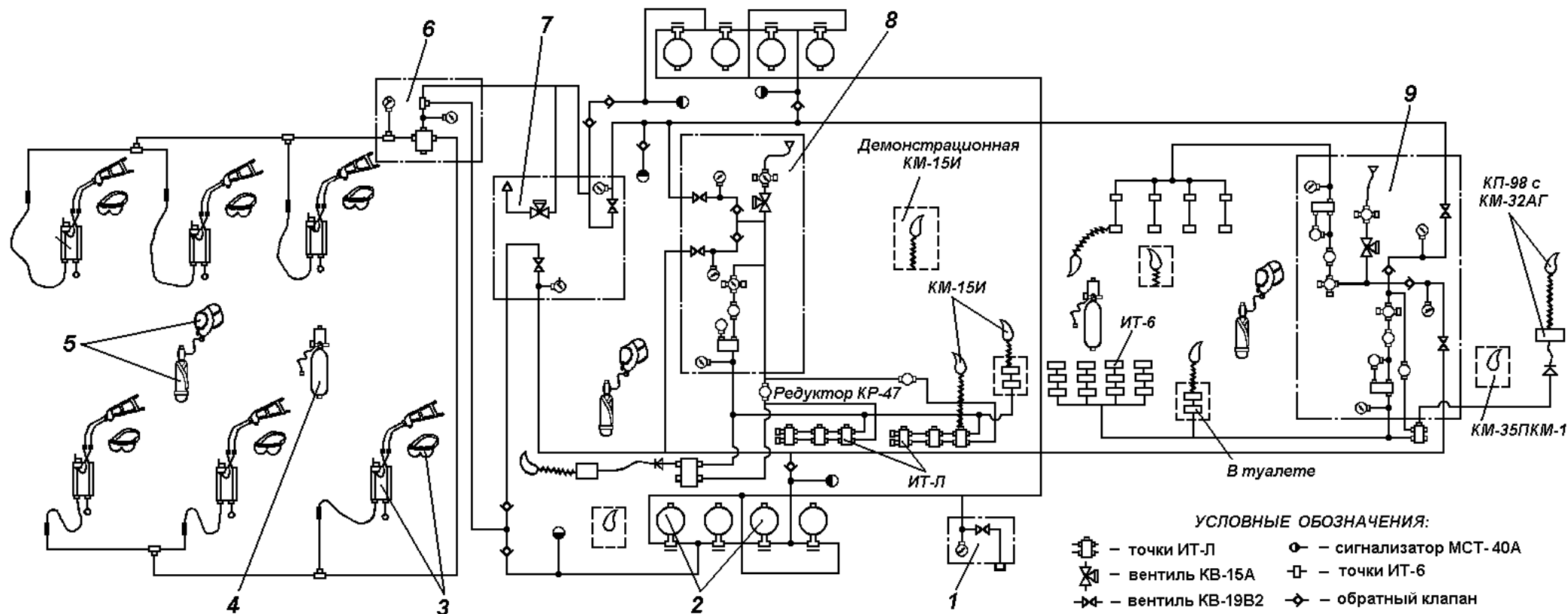


Рис. 7.3. Функциональная схема кислородного оборудования самолета Ан-124-100:

1 – бортовой щиток зарядки кислородной системы; 2 – баллоны УБШ-25/150М в зализе левого (правого) крыла; 3 – блок кислородного оборудования БКО-5К с очками дымозащитными 6 комплектов для членов основного экипажа; 4 – баллон КБ-2 с прибором КП-21; 5 – блок БКП-2-2-210 с маской ДКМ-1М; 6 – кислородный щиток бортинженера по АО; 7 – щиток резервного питания кислородом; 8 – щиток распределения кислорода в кабине сменного экипажа; 9 – щиток распределения кислорода в кабине обслуживающего персонала

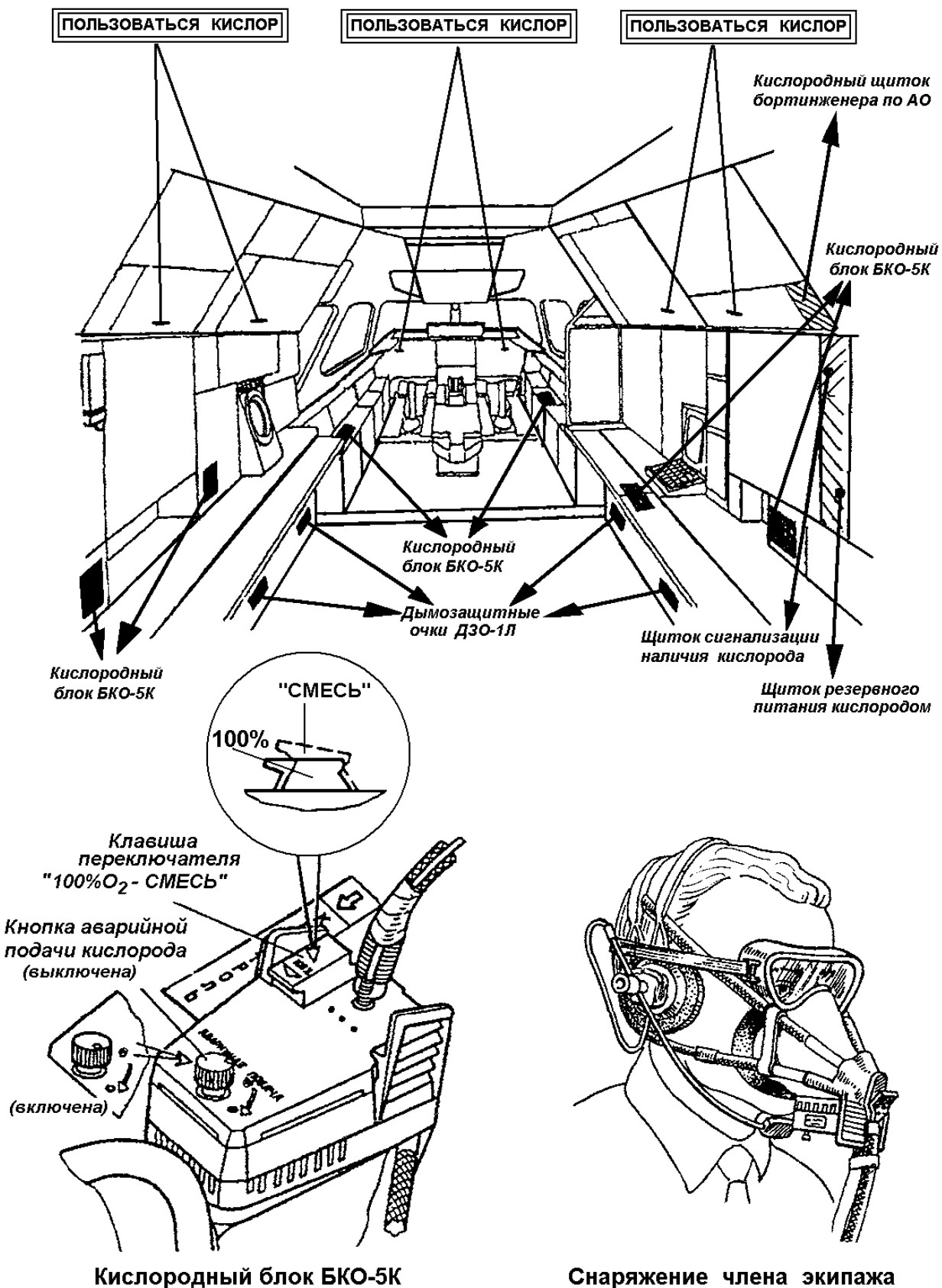


Рис. 7.4. Размещение кислородного оборудования в кабине самолета Ан-124-100

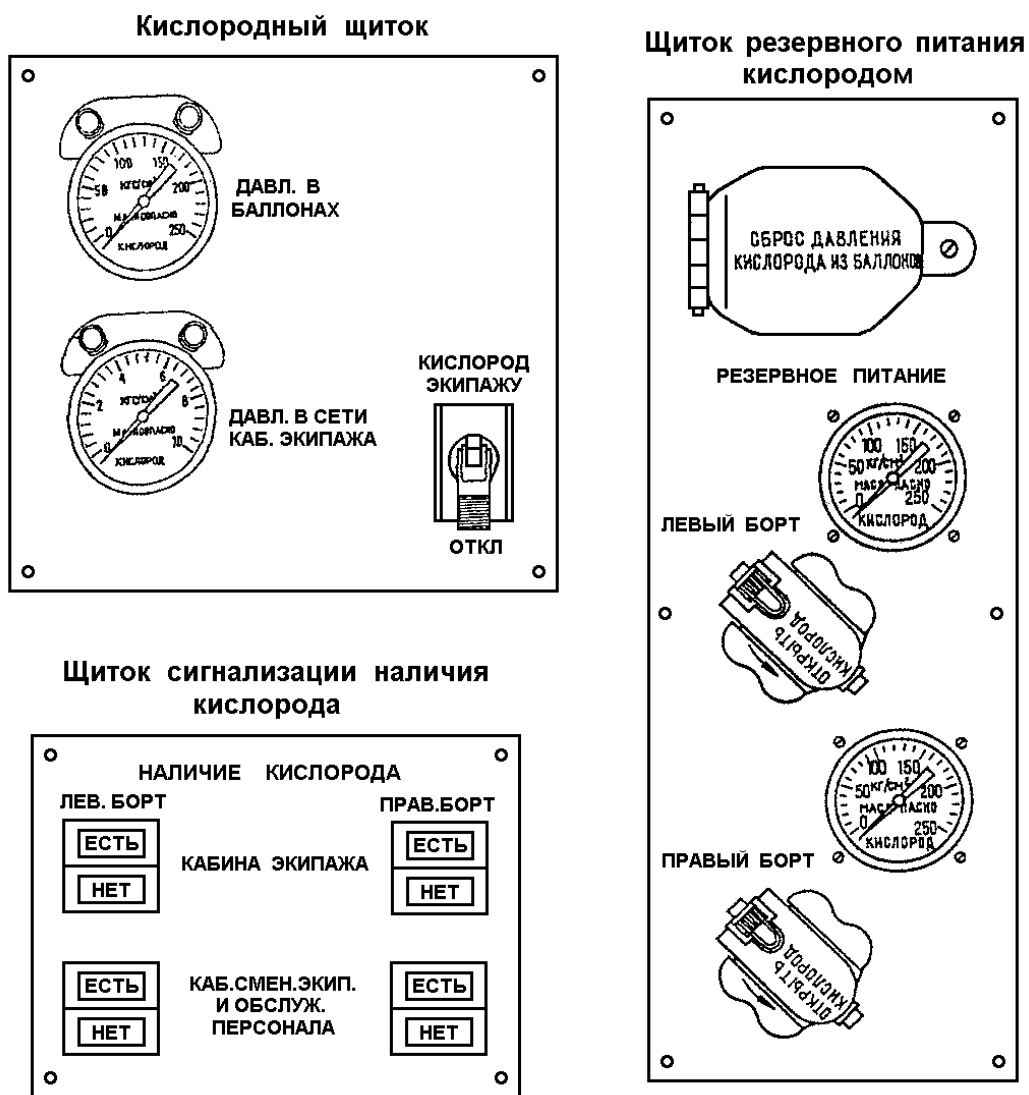


Рис. 7.5. Кислородные щитки управления, контроля и сигнализации бортинженера по АО

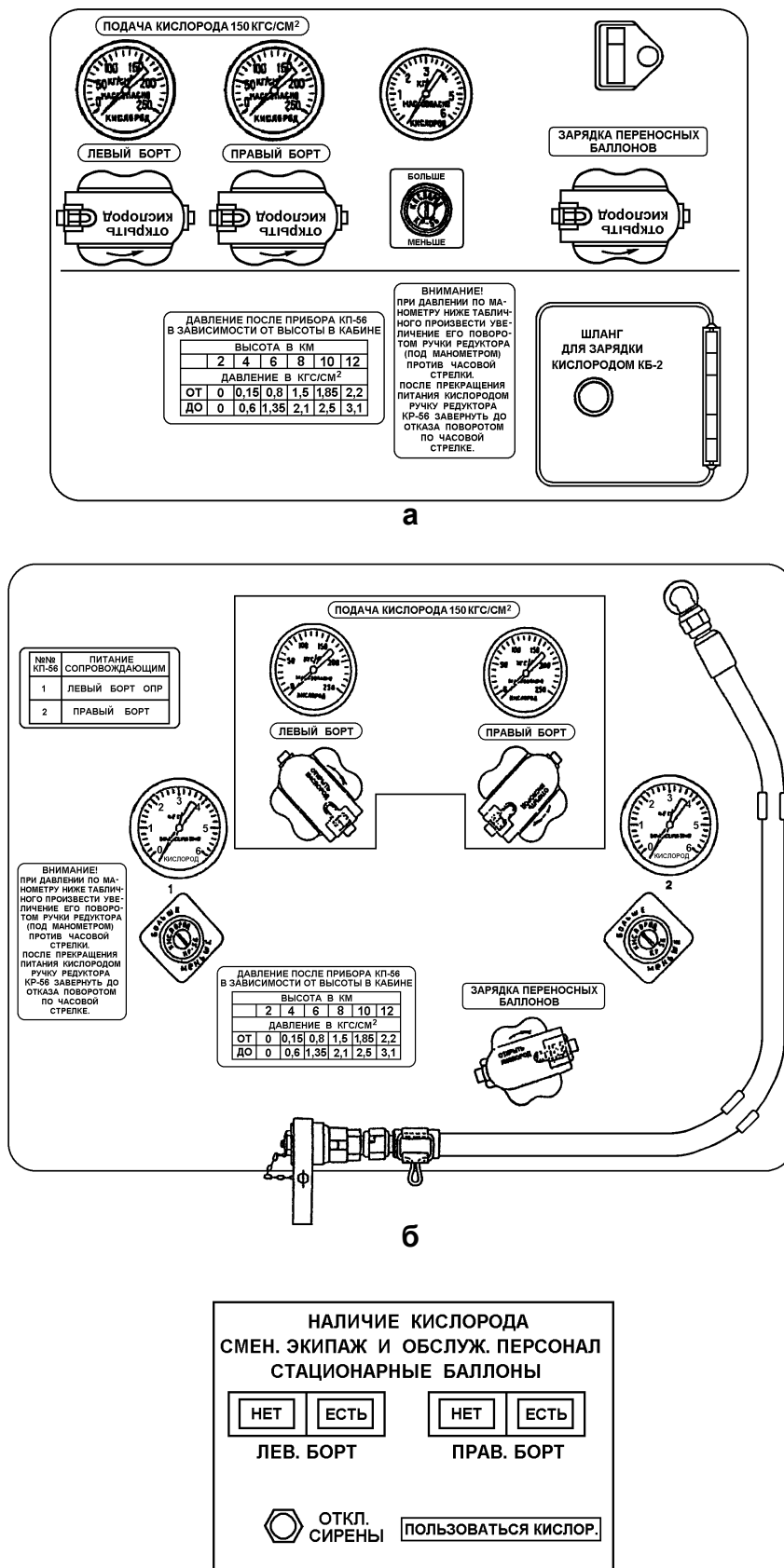


Рис. 7.6. Щитки распределения кислорода:

а – в кабине сменного экипажа; б – в кабине обслуживающего персонала; в – щиток сигнализации наличия кислорода на рабочем месте ОПР № 1 в кабине обслуживающего персонала

Для подачи кислорода к блокам БКО-5М для членов основного экипажа на кислородном щитке бортинженера по АО ручку выключателя «Кислород экипажу» установите в положение «Вкл.» (см. рис. 7.5). Включается устройство запорно-редуцирующее УЗР-7А2, обеспечивающее понижение давления кислорода на входе устройства и поддержание давления на выходе в заданных пределах. По кислородным манометрам: МА-250КМ индицируется давление перед УЗР-7А2 в диапазоне от 150 до 10 кгс/см², по МА-10К – давление за УЗР-7А2 в диапазоне от 6,8 до 4,8 кгс/см².

Для подачи кислорода из баллонов к рабочим местам сменного экипажа и обслуживающего персонала необходимо дополнительно открыть два вентиля «Резервное Питание. Открыть Кислород Лев., Прав. Борт» на щитке резервного питания кислородом бортинженера по АО. Давление кислорода в системе индицируется по манометрам МА-250КМ в диапазоне от 150 до 10 кгс/см².

Кислородное оборудование для сменного экипажа обеспечивает подачу кислорода сменному экипажу в кабине отдыха, штурману-инструктору и оператору погрузочно-разгрузочных работ ОПР № 2 на их рабочих местах. В кабине отдыха на щитке распределения кислорода расположены:

– два вентиля «Открыть Кислород. Лев. Борт», «Открыть Кислород. Прав. Борт» для подачи кислорода из баллонов левого и правого борта к кислородному прибору КП-56. Прибор КП-56 коллективного пользования автоматический поддерживает заданное давление кислорода в питающей магистрали с «Высоты» в кабине 2000 м и обеспечивает питание кислородом не менее 30 человек до «высоты» 12 000 м;

– рукоятка «Кислород КР-56» с трафаретами по пользованию. При открытии кислородного вентиля «Открыть кислород» кислород подводится к точкам ИТ-1Л и маскам при $H_{КАБ} \geq 2000$ м. Для подачи кислорода на $H_{КАБ} < 2000$ м необходимо дополнительно повернуть рукоятку «Кислород КР-56.Больше-Меньше». Контроль за величиной давления кислорода за

КП-56 осуществляется по манометру МА-6К в соответствии с рекомендациями по трафарету ($P \sim 3 \text{ кгс/см}^2$);

– ИТ-1Л – индивидуальная точка кислородного питания для подсоединения кислородного прибора КП-98 с кислородной маской КМ-32АГ оператора ОНР № 2. Кислородный прибор КП-98 типа легочного аппарата регулирует избыточное давление кислорода на входе в маску. В салоне установлены дополнительно 7 точек ИТ-1Л для подсоединения к ним кислородных масок КМ-15И. На случай отказа кислородного прибора КП-56 точки ИТ-1Л запитываются кислородом через кислородный редуктор КР-47, работающий параллельно с КП-56.

Кислородное оборудование для обслуживающего персонала состоит из двух кислородных приборов КП-56, двадцати двух точек ИТ-6 для подсоединения к ним кислородных масок КМ-15И и одной точки кислородного питания ИТ-Л для подсоединения КП-98 с маской КМ-32АГ оператора ОНР № 1. Двадцать точек ИТ-6 расположены на потолке над рядами кресел кабины обслуживающего персонала, две в туалете.

В кабине обслуживающего персонала на щитке распределения кислорода расположены:

– два вентиля «Открыть Кислород. Лев. Борт», «Открыть Кислород. Прав. Борт» для подачи кислорода к приборам КП-56 из баллонов левого, правого бортов. Контроль за величиной давления подаваемого кислорода в магистралях осуществляется по двум манометрам МА-250КМ;

– две рукоятки «кислород КР-56» с трафаретами с указаниями по пользованию. Контроль за величиной давления кислорода за КП-56 осуществляется по манометрам МА-6К.

Система сигнализации наличия кислорода

Система сигнализирует о наличии давления кислорода в стационарных баллонах более $P_K \geq 40 \text{ кгс/см}^2$. Датчики сигнализаторы МСТ-40А получают

электропитание напряжением 27 В от аварийных шин РУ 27 В. При давлении $P \geq 40$ кгс/см² контактами МСТ-40А включаются светосигнализаторы «Есть» на щитке бортинженера по АО в кабине экипажа и на щитке ОНР № 1 в кабине обслуживающего персонала.

На щитке у бортинженера по АО включается сигнализация от баллонов основного экипажа, от баллонов сменного экипажа и обслуживающего персонала. На щитке ОНР № 1 – сигнализация только от баллонов сменного экипажа и обслуживающего персонала.

Система сигнализации необходимости пользования кислородом

Система подразделяется на световую и звуковую. Светосигнализаторы красного цвета «Пользоваться кислородом» расположены на приборных щитках членов экипажа, в кабине сменного экипажа и кабине обслуживающего персонала. Звуковая сигнализация – сирена расположена в кабине обслуживающего персонала.

Сигнализация экипажу «Пользоваться кислородом» включается по команде от САРД при $H_{КАБ} \geq 3600$ м. На высоте $H < 2000$ м светосигнализаторы гаснут. Сигнализация для обслуживающего персонала «Пользоваться кислородом» и сирена включаются от САРД при $H_{КАБ} \geq 2000$ м.

Для отключения сирены нажать кнопку «Откл.Сирена» на рабочем месте ОНР № 1. На высоте «кабины» $H_{КАБ} < 2000$ м светосигнализатор гаснет.

Сброс давления кислорода в атмосферу предусмотрен в случаях:

- пожара в зоне установки баллонов УБШ25/150М (зализ крыла);
- повышении давления в кислородной системе до 190-200 кгс/см².

Для сброса давления бортинженеру по АО необходимо открыть вентиль «Сброс давления кислорода из баллонов» на щитке резервного питания.

В состав переносного кислородного оборудования входит:

– БКП-2-2-210 – блок кислородного питания в комплекте с дымозащитной маской ДКМ-1М (3 шт.). Расположены по одному комплекту в кабине экипажа, на рабочих местах ОНР № 1 и ОНР № 2;

– КБ-2 – кислородный баллон с кислородным прибором КП-21 и кислородной маской КМ-15И (2 комп.). Расположены в кабине экипажа и в кабине обслуживающего персонала.

При необходимости питания кислородом от комплекта блока БКП-2-2-210 переведите ручку на блоке в положение «включено» и убедитесь в наличии рабочего давления 120-130 кгс/см² по манометру блока. Наденьте маску ДКМ-1М и контролируйте подачу кислорода в маску по самочувствию и появлению поплавка в окне индикатора маски.

При пользовании комплектом баллона КБ-2 откройте вентиль на баллоне, убедитесь в наличии рабочего давления 28-30 кгс/см², откройте оба вентиля на приборе КП-21, убедитесь в появлении поплавка в индикаторе маски, наденьте маску и дышите, осуществляя контроль за подачей кислорода.

При падении давления кислорода в КБ-2 до 6-8 кгс/см² предусмотрена дозарядка от стационарной кислородной системы. Подсоедините зарядный штуцер КП-21 через переходной шланг КШ-11 к штуцеру зарядки на одном из щитков распределения кислорода в кабине сменного экипажа или обслуживающего персонала, откройте вентиль «Зарядка переносных баллонов», контролируйте увеличение давления по манометру КП-21 до 36 кгс/см².

Эксплуатация кислородного оборудования в полете

Перед полетом убедитесь, что все органы управления кислородной системой на распределительных щитках в кабине сменного экипажа и обслуживающего персонала находятся в исходном положении «Закрыто». Бортинженеру по АО после включения электропитания бортовых сетей выключатель «Кислород экипажу» установить в положение «Вкл.» на весь

полет. Минимально допустимое давление в баллонах УБШ 25/250М должно быть не менее 74 кгс/см^2 при температуре наружного воздуха $20 \text{ }^\circ\text{C}$. На щитках «Наличие кислорода» должны гореть светосигнализаторы «Есть кабина экипаж» и «Есть Каб. Смен. Экип. И Обслуж. Персон.» левого и правого бортов.

Вентили «Открыть кислород» в кабине сменного экипажа и в кабине обслуживающего персонала должны быть закрыты.

Контроль за подачей кислорода и применением кислородных масок в кабине сменного экипажа осуществляет ОПР № 2, а в кабине обслуживающего персонала – ОПР № 1.

Всем членам экипажа проверить комплектность и исправность кислородного оборудования на своем рабочем месте. Проверьте работоспособность блока БКО-5К, который состоит из укладочного блока БУ-1 и кислородной маски КМ-114. На створках укладочного блока расположена ручка «Контроль» для проверки блока БКО-5 и индикатор для контроля работоспособности кислородной маски КМ-114. На кислородной маске смонтированы: кислородный прибор, микрофон, шланг и жгут связи микрофона, оголовье.

Пользование кислородной маской КМ-114 осуществляется с помощью следующих органов управления:

- кнопка «Аварийная подача» – при ее повороте в направлении стрелки включается аварийная подача кислорода, а при нажатии проверяется кислородный прибор маски на земле;
- рычаг «100%-Смесь» («Смесь» не обозначено) обеспечивает переход вручную с режима дыхания чистым кислородом;
- рычаг «Маска кислородная» наддува оголовья.

Проверьте кислородную маску КМ-114, не вынимая ее из укладочного блока БУ-1, в следующей последовательности:

- убедитесь, что рычаг «100%-Смесь» находится в положении «100%»;

– нажмите рукоятку «Контроль» до полного открытия белого прямоугольного индекса и удерживайте ее на протяжении всей проверки. Подвод кислорода к маске, герметичность полости высокого давления маски контролируйте по появлению и исчезновению желтого креста в окне индикатора;

– кратковременно нажмите рычаг наддува оголовья «Маска кислородная» на время до 1-2 с. Появление и исчезновение желтого креста означает подвод кислорода к оголовью и его герметичность;

– кратковременно нажмите кнопку «Аварийная подача». Появление и исчезновение желтого креста означает исправность механизма подачи кислорода под избыточным давлением и герметичность прибора маски;

Проверьте работоспособность микрофона маски:

– наденьте авиагарнитуру;

– установите переключатель «Микрофон» в положение «Кислор. маска»;

– нажмите кнопку «СПУ» и кратковременно (на время не более 3 с) кнопку «Аварийная подача», при этом в телефонах должен прослушиваться шум потока кислорода, что свидетельствует об исправности микрофона маски.

После проверки кислородной маски и авиагарнитуры отпустите рукоятку «Контроль» и верните ее в исходное положение. Убедитесь, что клавиша «100%-Смесь» находится в положении «100%», а метка на кнопке «Аварийная подача» против сегмента «Выключено».

В полете в профилактических целях через каждые два часа, а также перед снижением рекомендуется переходить на питание кислородом в течение 10-15 мин.

В состав переносного кислородного оборудования входят:

– БКП-2-2-210 – блок кислородного питания с дымозащитной маской ДКМ-1М (3 комп.). Расположены по одному в кабине экипажа, на рабочих местах ОНР № 1 и ОНР № 2;

– КБ-2 – кислородный баллон с кислородным прибором КП-21 и масками КМ-15И, КМ-32АГ (2 комп.). Расположены по одному в кабинах экипажа и обслуживающего персонала.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Самолет Ан-124-100. Руководство по летной эксплуатации. – Кн. 1, 2.
2. Самолет Ан-124-100. Руководство по технической эксплуатации, – Гл. 024, 028, 031, 035, 071, 076, 110, 118, 142.
3. Руководство по технической эксплуатации систем ИК ВСП-1-7Ф, А-826, А-821, САУ-3-400, АИСУ.
4. Двигатель Д-18Т. Руководство по технической эксплуатации.
5. Документы ИКАО.

ФЕДОСЕЕВА
ГАЛИНА АЛЕКСАНДРОВНА

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
САМОЛЕТА Ан-124-100
И ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Учебное пособие

Разработчик электронного учебника

Н.В. Цысс

ISBN 5-7514-0148-4

Редактор Т.В. Горшкова

Компьютерная обработка рисунков П.П. Муштатова

Компьютерная верстка Н.П. Яргункина

Подписано в печать .2004. Формат 60 × 90/16. Бумага газетная

Печать офсетная. Усл. печ. л. 13,63. Уч.-изд. л. 11,67.

Тираж

Заказ

РИО и УОП УВАУ ГА. 432071, г. Ульяновск, ул. Можайского, 8/8