

Н. П. Анненков

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ
САМОЛЁТА Ту-154Б-2
И ЕГО ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Допущено в качестве
учебного пособия для слушателей
Центра ГА СЭВ и УТО управлений ГА



Анненков Н. П. Приборное оборудование самолета Ту-154Б-2 и его летная эксплуатация. Учебное пособие для слушателей Центра ГА СЭВ и УТО управлений ГА.—М.: Воздушный транспорт, 1984. 160 с.

В книге изложены назначение, технические данные, принцип действия и летная эксплуатация навигационно-пилотажных приборов и систем, автоматических устройств, приборов контроля работы силовой установки, кислородного оборудования и средств объективного контроля самолета Ту-154Б-2. Рассмотрены вопросы проверки и подготовки оборудования к полету, методика его использования в полете, даны примеры оценки правильности функционирования систем и действиям в случае возникновения различных неисправностей и отказов.

Настоящее учебное пособие не заменяет Руководство по летной эксплуатации и инструкций по эксплуатации приборного оборудования.

Книга предназначена в качестве учебного пособия для слушателей Центра совместного обучения летного, технического и диспетчерского персонала гражданской авиации стран — членов СЭВ и учебно-тренировочных отрядов. Она может быть полезна курсантам летных училищ и студентам высших учебных заведений гражданской авиации, летному и инженерно-техническому составу производственных подразделений.

Зав. редакцией А. П. Молодцов.
Редактор Л. М. Бурдина.

© Издательство «Воздушный транспорт», 1984

Глава 1 НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ

1.1. СИСТЕМА ПИТАНИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

Система питания барометрических приборов обеспечивает подачу статического и полного давлений воздуха к барометрическим приборам и датчикам.

Система имеет восемь отдельных магистралей (рис. 1): три магистрали полного давления $P_{\text{пп}}$;

четыре основные магистрали статического давления $P_{\text{ст}}$; одну резервную магистраль статического давления.

Три приемника полного давления ППД-1М установлены в носовой части фюзеляжа, один — по правому борту, два (один под другим) — по левому борту. Для предотвращения обледенения приемники ППД-1М имеют электрообогревательные элементы. Питание осуществляется постоянным током напряжением 27 В от бортсети через три выключателя на верхнем электрощитке пилотов, имеющие трафарет «ОБОГРЕВ ППД» и положения «ЛЕВ., ПРАВ., Б/ИНЖ. АБСУ — ВЫКЛ. — КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ ОБОГРЕВА». Рядом с выключателями расположены три светосигнализатора, которые при нажатии переключателей в положение «КОНТРОЛЬ ИСПРАВНОСТИ ОБОГРЕВА» должны загораться.

Верхний приемник ППД-1М на левом борту питает барометрические приборы, размещенные на приборной доске первого пилота: КУС-730/1100, УС-И6, реле давления ИКДРДФ-0,25-0,175-3 (1 шт.) и ИКДРДФ-0,25-0,19-3 (2 шт.), которые включают светосигнальное табло «ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ» на высотах $H < 7000$ м при значении приборной скорости $V_{\text{пп}} \geq 600$ км/ч, на высотах от 7 000 м до 10 300 м при $V_{\text{пп}} > 575$ км/ч. На высотах $H > 10 300$ м светосигнальное табло «ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ» включается при значении числа $M = 0,88 \pm 0,01$ по сигналу от указателя числа M типа УМ-1-0,89 системы СВС-ПН-15-4.

Приемник ППД-1М, установленный на правом борту, питает барометрические приборы, размещенные на приборной доске второго пилота: КУС-730/1100, УС-И6, МС-1, реле давления ИКДРДФ-0,06-0,0154-0, которое включает светосигнальное табло «ВЫПУСТИ ШАССИ» при значении приборной скорости $V_{\text{пп}} \leq 325$ км/ч, самописец КЗ-63, датчики системы МСРП-64-2, корректор — задатчик скорости приборной КЗСП из комплекта

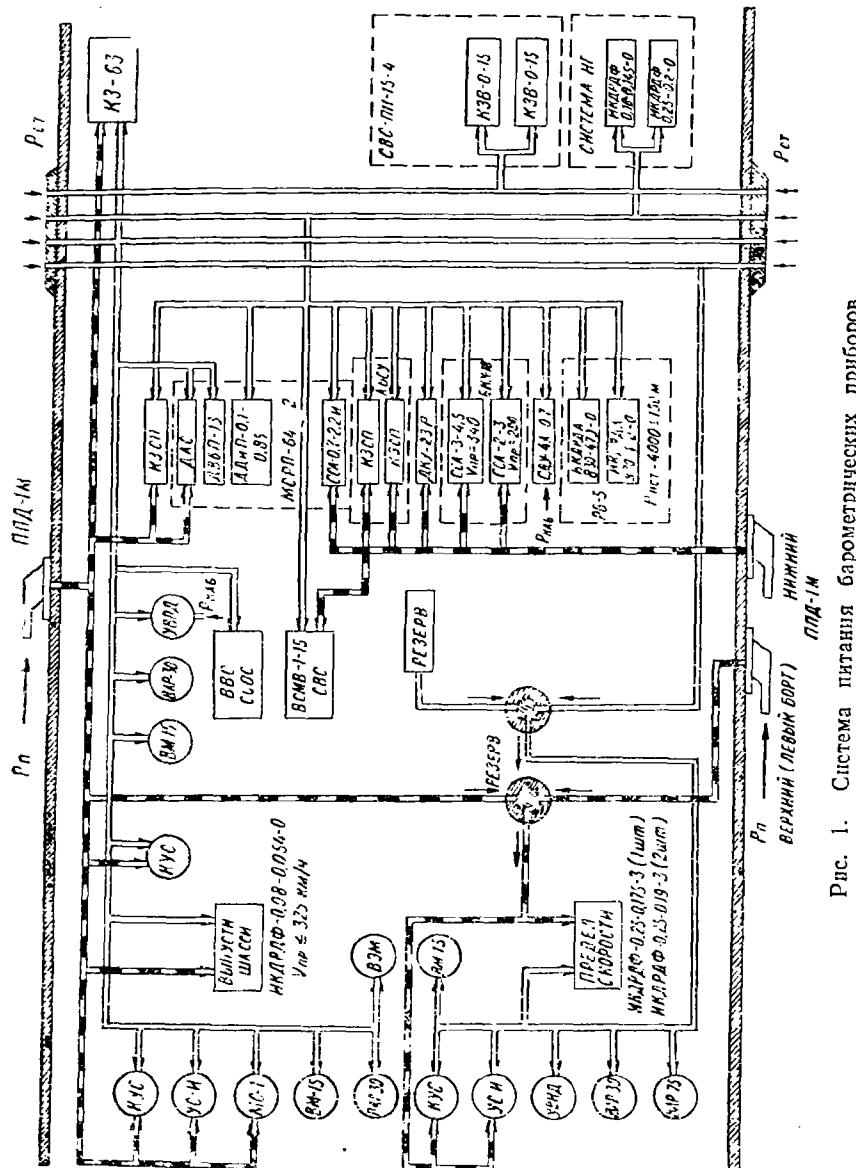


Рис. 1. Система питания барометрических приборов

АБСУ-154-2 и указатель скорости КУС-730/1100 на пульте борт-инженера.

При отказе левого верхнего приемника ППД-1М приборы первого пилота можно подсоединить к правому приемнику ППД-1М краном кольцевания, имеющим два входа и один выход. Кран установлен в кабине экипажа на левом борту, имеет трафарет «ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ» и положения «НОРМАЛЬНОЕ—РЕЗЕРВНОЕ». Исходное положение — «НОРМАЛЬНОЕ», при этом каждый приемник ППД-1М питает свою группу приборов и датчиков. При отказе левого верхнего ППД-1М кран кольцевания необходимо повернуть по часовой стрелке в положение «РЕЗЕРВНОЕ», тогда питание приборов первого пилота осуществляется от правового приемника ППД-1М.

Нижний приемник ППД-1М на левом борту питает вычислитель ВСМВ-1-15М системы СВС-ПН-15-4, сигнализатор скорости ССА-0-7-2,2И, дублирующий включение записи в системе МСРП-64-2 на разбеге при достижении скорости $V_{пр} = (70 \pm 50)$ км/ч, два корректора — задатчика скорости приборной КЗСП из комплекта АБСУ-154-2, датчик критических углов атаки ДКУ-23Р из комплекта автомата АУАСП-12КРИ, два сигнализатора скорости ССА-3-4,5 и ССА-2-3, которые выдают сигнал по скорости в блок контроля кренов БКК-18 для переключения значений сигнализируемых предельных кренов с 15° на 33° .

При отказе левого нижнего и правого ППД-1М приборы и датчики, включенные в эти магистрали, работать не будут, следует пилотировать по приборам первого пилота.

Приемники статического давления вынесены на специальные плиты, которые установлены симметрично на обшивке фюзеляжа (шпангоуты № 29—30). Плиты обеспечивают стабильность аэродинамических поправок к приборам. Четыре статических приемника одного борта объединены попарно с четырьмя статическими приемниками другого борта и образуют четыре раздельные магистрали статического давления. Симметричное расположение приемников и объединение их попарно обеспечивают достоверность показаний барометрических приборов при закупорке статических отверстий одного из бортов, а также выравнивание статического давления, которое может быть различным для приборов левого и правого бортов при полете самолета с боковым ветром.

Приемники представляют собой фланцевые штуцера. Для предохранения от обледенения приемники заключены в короба, в которые подается теплый воздух из системы обогрева кабины.

Первая магистраль статического давления, которой соответствует на внешней стороне обшивки надпись «Левый летчик», питает барометрические приборы первого пилота: указатели скорости КУС-730/1100 и УС-И6, высотомеры УВИД-15Ф и ВМ-15, вариометры ВАР-30М и ВАР-75М и реле давления, включающие светосигнальное табло «ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ».

При отказе первой магистрали статическое давление к ее приборам и датчикам может быть подано от резервного приемника статического давления, установленного в нише передней опоры самолета на стенке у шпангоута № 16. Переключение осуществляется краном кольцевания, который расположен в кабине экипажа на левом борту, имеет трафарет «СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ» и положения НОРМАЛЬНОЕ—РЕЗЕРВНОЕ». Исходное положение—«НОРМАЛЬНОЕ».

При заходе на посадку с переключенным краном статического давления в положение «РЕЗЕРВНОЕ» следует учитывать, что показания высотомера ВМ-15 первого пилота будут завышены на 50 м, УВИД-15Ф на 165 футов, при отсчете показаний по указателям скорости КУС-730/1100 и УС-И6 учитывать аэродинамическую поправку, значение которой указано в табл. 5.1—1 Руководства по летной эксплуатации.

Вторая магистраль статического давления, которой соответствует надпись на внешней стороне обшивки «ПРАВЫЙ ЛЕТЧИК. БОРТИНЖЕНЕР», питает указатели скорости КУС-730/1100 и УС-И6, указатель числа М типа МС-1, высотомеры ВМ-15 или ВД-20 и ВЭМ-72, вариометр ВАР-30М, размещенные на приборной доске второго пилота, приборы КУС-730/1100, ВМ-15, ВАР-30М, УВПД-5-0,8, размещенные на пульте бортинженера, реле давления ИКДРДФ-0,06-0,0154-0, включающее светосигнальное табло «ВЫПУСТИ ШАССИ», самолицец КЗ-63, датчики системы МСРП-64-2 и вычислитель вертикальной скорости ВВС из комплекта системы сигнализации опасной скорости сближения с землей ССОС.

Третья магистраль статического давления, которой соответствует надпись «АБСУ», питает барометрические датчики: вычислитель скорости, числа М и высоты ВСМВ-1-15М из комплекта системы СВС-ПН-15-4, датчик критических углов ДКУ-23Р из комплекта автомата АУАСП-12КРИ, три корректора-задатчика скорости приборной КЭСП из комплекта системы АБСУ-154-2, два реле давления ССА-3-4,5 и ССА-2-3 для выдачи сигнала по скорости в блок БКК-18, сигнализатор скорости ССА-0,7-2,2И и датчик избыточного давления ДД и П-0,1-0,185 из комплекта МСРП-64-2, два реле давления ИКДРДА-830-470-0, которые выдают сигналы для отключения и включения радиовысотомеров РВ-5 при достижении высоты полета $H=3\ 850-4\ 000$ м, реле давления СДУ-4А-0,7, которое выдает сигнал о перенаддуве ка-

бин, два реле давления ИКДРДФ-0,16-0,145-0 и ИКДРДФ-0,25-0,2-0 системы нейтрального газа.

Четвертая магистраль статического давления, которой соответствует надпись «КЗВ АБСУ», питает два корректора-задатчика высоты КЗВ-0-15 из комплекса системы СВС-ПН-15-4.

Перед полетом необходимо:

снять защитные чехлы и заглушки с приемников полного и статического давлений;

проверить исходное положение и пломбировку кранов полного и статического давлений в кабине экипажа;

проверить исправность цепей обогрева приемников ППД-1М.

1.2. ВЫСОТОМЕР ВМ-15

Механический высотомер ВМ-15 служит для измерения барометрической высоты.

Чувствительным элементом высотомера являются два узла анероидных коробок, ход которых через редукторы передается на большую и малую стрелки и на флагок (рис. 2).

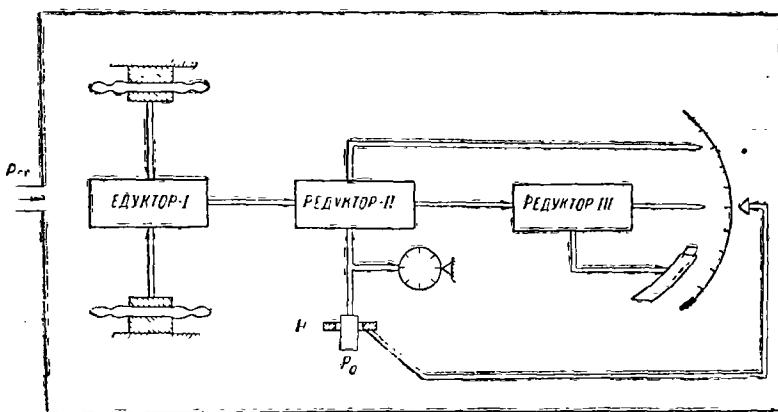


Рис. 2. Функциональная схема высотомера ВМ-15

Диапазон измерения высотомера от 0 до 15 000 м, шкала отградуирована от 0 до 1 000 м, цена деления 10 м. Один оборот большой стрелки соответствует 1 000 м, малой стрелки — 10 000 м. При высоте $H > 10\ 000$ м флагок открывает окно белого цвета. Прибор имеет кремалььеру, которая связана со шкалой барометрического давления и через редуктор со стрелками. Шкала барометрического давления отградуирована от 800 до 600 мм рт. ст., цена деления 1 мм рт. ст. Соосно с кремальерой ввода давления

установлена рукоятка, связанная с индексом заданной высоты полета.

Перед полетом необходимо кремальерой установить стрелки на «нуль» высоты и сравнить показания по шкале барометрического давления с давлением на аэродроме, приведенном к месту стоянки самолета. Расхождение допускается:

не более $\pm 1,5$ мм рт. ст. в диапазоне давлений от 720 до 780 мм рт. ст.;

не более ± 2 мм рт. ст. в диапазоне давлений менее 720 и более 780 мм рт. ст.

1.3. ВЫСОТОМЕР ВД-20

Механический высотомер ВД-20 устанавливается на приборной доске второго пилота вместо высотомера ВМ-15 на самолетах, выполняющих полеты на высокогорные аэродромы.

Перед установкой на самолет высотомер проверяется в лаборатории, где составляется таблица поправок и в паспорте прибора делается запись «Высокогорный».

Высотомер ВД-20 измеряет и индицирует барометрическую высоту в диапазоне от 0 до 20 000 м при установке давления от 790 до 670 мм рт. ст. Принцип действия высотомера ВД-20 аналогичен ВМ-15, но в высотомере ВД-20 от кремальеры поворачивается не только шкала барометрического давления, но и индексы условной высоты.

На горных аэродромах, где атмосферное давление на уровне ВПП меньше 670 мм рт. ст., диспетчер обязан сообщить экипажу воздушного судна, заходящего на посадку, кроме атмосферного давления на ВПП, барометрическую высоту ВПП. Эта высота определяется диспетчером по барометрическому высотомеру со шкалой давления, установленной на 760 мм рт. ст. или с помощью таблицы «Стандартная атмосфера» по фактическому давлению на ВПП. Полученную высоту экипаж устанавливает на высотомерах с помощью подвижных индексов, вращая кремальеру по часовой стрелке. В этом случае в момент посадки воздушного судна высотомер ВД-20 покажет нуль высоты.

1.4. ВЫСОТОМЕР УВИД-15Ф

Электромеханический высотомер УВИД-15Ф предназначен для измерения и индикации относительной барометрической высоты в футах. Указатель высоты установлен на приборной доске первого пилота, блок питания и усиления БУ расположен в техническом отсеке по правому борту. Электропитание прибора осуществляется от источника постоянного тока напряжением 27 В и от источника переменного тока напряжением 200/115 В частотой 400 Гц.

Выключатель питания расположен на верхнем электрощитке пилотов.

Функциональная схема высотомера УВИД-15Ф представлена на рис. 3. Давление из статической системы самолета поступает в герметичный корпус прибора и воспринимается блоком анерсидных коробок. Ход коробок через биметаллическую скобу БМ, служащую для компенсации инструментальных температурных погрешностей, передается на якорь индукционного датчика ИД. Сигнал от ИД через усилитель передается на двигатель Д, который через редуктор Р1 поворачивает стрелку, барабанчики счетчика высоты и одновременно через редуктор Р2 и кулачковый механизм К поворачивает статор ИД вслед за ротором до согласования. Шкала высоты отградуирована от 0 до 1 000 футов, цена деления 10 футов. Счетчик высоты имеет четыре барабанчика, высота отсчитывается в окнах слева направо: десятки тысяч, тысячи, сотни, десятки футов. Диапазон измеряемых высот от 0 до 50 000 футов.

Ввод фактического давления у земли производится кремальерой P_o , движение от которой передается на счетчик P_o и через редуктор Р2 на кулачок К. Статор ИД смещается относительно якоря, и сигнал рассогласования через усилитель подается на двигатель, который корректирует показания стрелки и счетчика высоты. Через редуктор Р2 и кулачковый механизм К двигатель восстанавливает согласование ИД. Следовательно, ввод фактического давления у земли является начальным условием для последующего измерения относительной барометрической высоты. Значение введенного давления указывается счетчиком P в пределах 787—1 075 мбар с точностью до 0,13 мбар.

На лицевой части прибора установлен светосигнализатор Л1, который включается нормально замкнутыми контактами реле в следующих случаях:

при отсутствии напряжения переменного тока 115 В, 400 Гц, когда реле обесточено;

в начале и в конце диапазона измеряемой высоты, когда реле обесточено контактами К1;

в начале и в конце диапазона ввода фактического значения давления у земли, когда реле также обесточивается контактами К1.

Вращать кремальеру при горящем светосигнализаторе на указателе запрещается.

Перед полетом необходимо:

включить АЗС на левой панели. На высотомере загорается красный светосигнализатор;

включить выключатель «УВИД» на верхнем электрощитке пилотов. Лампа светосигнализатора гаснет, стрелка и барабанчики счетчика отрабатываются на определенное значение высоты;

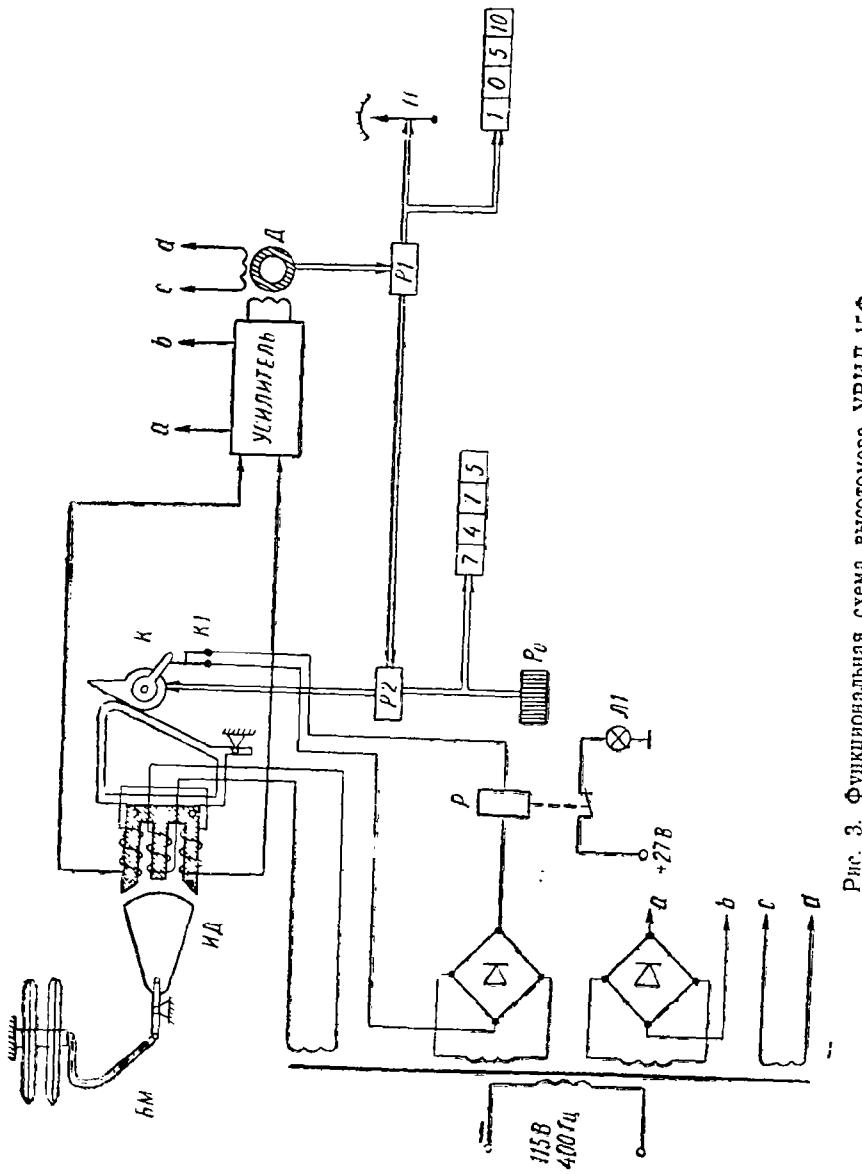


Рис. 3. Функциональная схема высотометра УВИД-15Ф

установить кремальерой стрелку высотометра на нуль высоты и сличить показания прибора с давлением на аэродроме, приведенным к месту стоянки самолета.

Расхождение показаний допускается не более ± 2 мбар (при давлении 959—1 040 мбар) и ± 3 мбар (при давлении меньше 959 мбар и больше 1 040 мбар). В полете высотомер УВИД-15Ф эксплуатируется аналогично барометрическим механическим высотометрам.

1.5. ВЫСОТОМЕР ВЭМ-72

Электромеханический высотометр ВЭМ-72 измеряет и индицирует барометрическую высоту в диапазоне от 0 до 15 000 м при установке давления P_0 от 806 до 590 мм рт. ст. Отсчет высоты производится с помощью стрелки по шкале от 0 до 1 000 м (цена деления 10 м) и с помощью счетчика. Барабанчики счетчика указывают (слева направо): десятки тысяч, тысячи, сотни и десятки метров. В комплекте высотомера, кроме указателя, установленного на приборной доске второго пилота, имеется усилитель БУ-72, размещенный в первом техническом отсеке. Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 200/115 В частотой 400 Гц.

Принцип действия высотомера ВЭМ-72 аналогичен принципу действия высотометра УВИД-15Ф, но имеются особенности: выдается сигнал, пропорциональный значению абсолютной высоты полета H_{abs} , и сигнал +27 В при установке $P_0 = 760$ мм рт. ст. в самолетный ответчик СО=70.

На указателе расположены красный светосигнализатор и кнопка АК (автоконтроль). При установке давления 760 мм рт. ст. и нажатии кнопки АК загорается лампа светосигнализатора, и показания высоты увеличиваются на (150 ± 40) м, при отпускании кнопки отрабатывается прежнее значение высоты с допуском ± 10 м.

Перед полетом необходимо:
включить АЗС «ВЭМ-72» на правой панели АЗС;
включить выключатель «ВЭМ-72» на верхнем электрощитке пилотов;

проверить исправность ВЭМ-72 кнопкой АК;

установить кремальерой стрелку высотометра на нуль высоты и сравнить показания прибора с давлением на аэродроме, приведенным к давлению места стоянки самолета. Расхождение величин давлений допускается не более ± 1 мм рт. ст. в диапазоне давлений от 720 до 780 мм рт. ст. и не более $\pm 1,5$ мм рт. ст. в диапазоне давлений менее 720 и более 780 мм рт. ст.

1.6. УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ КУС-730/1100

Комбинированный указатель скорости КУС-730/1100 предназначен для измерения и индикации приборной $V_{\text{п}}^*$ и истинной воздушной $V_{\text{ист}}$ скоростей.

Принцип действия указателя приборной скорости основан на измерении динамического напора $P_{\text{дин}} = \frac{1}{2} V^2 \rho$, откуда

$$V = \sqrt{\frac{2P_{\text{дин}}}{\rho}}.$$

Чувствительным элементом указателя приборной скорости является манометрическая коробка, в которую подается полное давление $P_{\text{п}}$. В герметичный корпус прибора подается статическое давление $P_{\text{ст}}$ (рис. 4). Под действием $P_{\text{дин}} = P_{\text{п}} - P_{\text{ст}}$ через передаточный механизм ход коробки передается на широкую стрелку, которая показывает приборную скорость по шкале от 50 до 750 км/ч, цена деления 10 км/ч.

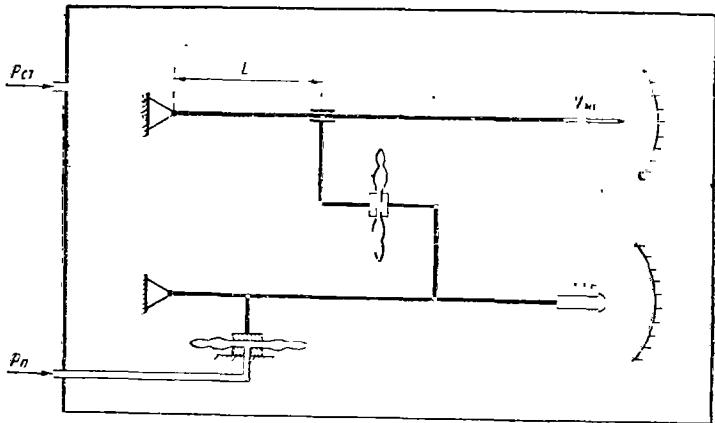


Рис. 4. Функциональная схема указателя скорости КУС-730/1100

Для измерения истинной воздушной скорости необходимо учитывать фактическую плотность воздуха ρ и температуру T_H на данной высоте полета, т. е.

$$V_{\text{ист}} = K \sqrt{\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} T_H}.$$

Динамическое давление воспринимается той же манометрической коробкой, что и при измерении приборной скорости. Для ввода поправки на $P_{\text{ст}}$ и температуру T_H установлена анероидная коробка, которая при изменении высоты полета изменяет плечо L и, следовательно, изменяет передаточное отношение механизма,

передающего движение от манометрической коробки к узкой стрелке, показывающей истинную воздушную скорость по шкале от 400 до 1 100 км/ч. Цена деления 10 км/ч.

1.7. УКАЗАТЕЛЬ ЧИСЛА М ТИПА МС-1

Числом M называется отношение истинной воздушной скорости $V_{\text{ист}}$ к скорости звука a , т. е. $M = V_{\text{ист}} / a$.

Скорость звука в воздухе зависит от температуры и определяется по формуле $a \approx 20 \sqrt{T_H}$. Известно, что значение истинной воздушной скорости можно определить из соотношения $V_{\text{ист}} =$

$$= \sqrt{\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} T_H}, \text{ тогда } M = \frac{V_{\text{ист}}}{a} = \frac{\sqrt{\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}} T_H}}{20 \sqrt{T_H}} = K \sqrt{\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}}},$$

т. е. число M пропорционально отношению динамического давления к статическому и для его измерения можно использовать ту же кинематическую систему, что и для измерения истинной воздушной скорости. Шкала указателя отградуирована от 0,5 до 1 M , цена деления 0,01 M . Максимально допустимое число M для данного типа самолета обозначено на приборе красной риской.

1.8. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ В СИСТЕМЕ ПИТАНИЯ БАРОМЕТРИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ

ЗАКУПОРКА ПРИЕМНИКА ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ

Показания указателя скорости одного пилота отличаются от показаний указателя скорости другого пилота, не изменяются при изменении скорости в режиме горизонтального полета, увеличиваются в наборе высоты, уменьшаются при снижении, показания высотомеров одинаковые.

Если произошел отказ левого верхнего ППД-1М, то первому пилоту следует проверить включение и исправность обогрева ППД-1М и переключить свои приборы на питание от системы второго пилота установкой крана «ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ» в положение «РЕЗЕРВ».

Если отказал правый ППД-1М, то второму пилоту следует проверить включение и исправность обогрева ППД-1М и не использовать приборы, подключенные к правому приемнику ППД-1М.

ЗАКУПОРКА ПРИЕМНИКОВ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

Не изменяются показания высотомера одного пилота по сравнению с показаниями высотомера другого пилота при изменении

высоты полета, стрелка вариометра находится против нулевой отметки шкалы.

Если произошла закупорка приемников первой магистрали статического давления, то первому пилоту установить кран «СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ» в положение «РЕЗЕРВ», при заходе на посадку иметь в виду, что показания высотомера ВМ-15 будут завышены на 50 м, а показания УВИД-15Ф — на 165 футов.

Если произошла закупорка приемников второй магистрали статического давления, то не следует использовать приборы второго пилота и бортинженера, подключенные к этой магистрали.

НАРУШЕНИЕ ГЕРМЕТИЧНОСТИ МАГИСТРАЛИ ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ ПОЛНЫМ ДАВЛЕНИЕМ

Увеличены показания указателей скорости одного пилота по сравнению с показаниями указателя скорости другого пилота независимо от режима полета (снижения, горизонтального полета или набора высоты), показания высотомеров одинаковые.

Увеличение показаний указателя скорости в этом случае зависит от величины перепада давления в кабине и на высотах полета более 2 000 м, стрелка указателя скорости может устремиться на максимальную отметку шкалы с ложным срабатыванием сигнализации «ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ».

Экипажу не использовать приборы, подключенные к неисправной магистрали полного давления, кран «ДИНАМИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ» не переключать.

НАРУШЕНИЕ ГЕРМЕТИЧНОСТИ МАГИСТРАЛИ ПИТАНИЯ ПРИБОРОВ СТАТИЧЕСКИМ ДАВЛЕНИЕМ

Уменьшены показания указателей скорости и высоты независимо от режима полета, при этом чем больше нарушена герметичность и чем больше перепад давления в кабине, тем значительнее занижение показаний. При полной разгерметизации магистрали высотомер покажет высоту в кабине, а стрелка указателя скорости, в зависимости от перепада давления в кабине, будет стремиться к нулевой отметке шкалы.

Экипажу не использовать приборы, подключенные к неисправной магистрали статического давления, кран «СТАТИЧЕСКОЕ ДАВЛЕНИЕ» не переключать.

1.9. СИСТЕМА ВОЗДУШНЫХ СИГНАЛОВ СВС-ПН-15-4

Система СВС-ПН-15-4 предназначена для измерения числа M , истинной воздушной скорости $V_{ист}$, абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$, относительной барометрической высоты $H_{отн}$, отклонения ΔM числа M от заданного значения, отклонения ΔH абсолютной барометрической высоты от заданного значения.

Система обеспечивает визуальную индикацию истинной воздушной скорости $V_{ист}$, числа M и относительной высоты $H_{отн}$. Кроме того, предусмотрена возможность индикации путевой скорости W , измеряемой системой ДИСС-013, если на указателе воздушной и путевой скорости УСВП переключатель перевести из положения «ВОЗД» в положение «ПУТ».

Система СВС-ПН-15-4 выдает электрические сигналы:

истинной воздушной скорости $V_{ист}$ в навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 для счисления пути;

абсолютной $H_{абс}$ и относительной $H_{отн}$ высоты в самолетный ответчик СОМ-64 для выдачи информационного кода на землю для использования отечественной системой управления воздушным движением по сигналу $H_{отн}$ и зарубежной системой по сигналу $H_{абс}$;

отклонения ΔM числа M от заданного значения и отклонения ΔH барометрической высоты от заданного значения в системе АБСУ-154-2 для обеспечения стабилизации самолета по числу M или заданной высоте.

В состав системы входят расположенные в первом техническом отсеке:

вычислитель скорости, числа M и высоты ВСМВ-1-15М;
корректор-задатчик высоты КЗВ-0-15 (2 шт.);

блок преобразования напряжения потенциометрической БПнП10;

блок коррекции числа M электрический БКМЭ-1;
блок питания БП-27-2 и фильтр Ф-115-1.

На приборной доске первого пилота расположены указатель высоты УВО-15М1 и указатель числа M типа УМ-1-0,89, на средней приборной доске указатель воздушной или путевой скорости УСВП. Совместно с указателями работают расположенные за приборной доской пилотов блоки питания и усиления БПУ-3 (3 шт.).

На правом борту в носовой части фюзеляжа расположен приемник температуры П-5, также входящий в комплект системы СВС-ПН-15-4.

Технические данные

Питание системы от сети напряжением:

постоянного тока	27 В
переменного (400 Гц) тока	200/115 В и 200/36 В

Диапазоны измерения:

$H_{отн}$	0—15 000 м
$H_{абс}$	от —500 до 15 000 м
$V_{ист}$	100—1 200 км/ч
числа M	0,3—1

Принцип действия. К вычислителю ВСМВ-1-15М подводится полное давление $P_{\text{п}}$ от левого нижнего приемника ППД-1М, статическое давление $P_{\text{ст}}$ от третьей магистрали, сигнал температуры наружного воздуха T_H от приемника П-5 и сигнал установленного давления P_3 на указателе УВО-15М1. В вычислителе из сигналов $P_{\text{п}}$, $P_{\text{ст}}$, P_3 и T_H формируются значения скорости $V_{\text{ист}}$, числа M , высоты $H_{\text{отн}}$, $H_{\text{аэс}}$, которые выдаются на указатели и в смежные системы.

Система СВС-ПН-15-4 имеет шесть каналов:

1. Канал H_{ab} . К датчику статического давления индуктивного типа ДДСИ подводится давление P_{ct} (рис. 5), которое воспринимается анероидной коробкой. Ход коробки передается на якорь индуктивного датчика ИД, который поворачивается относительно статора. Сигнал со статора ИД подается на функциональный преобразователь напряжения ПНФ. С выхода ПНФ снимается сигнал, пропорциональный абсолютной высоте, который идет на суммирование с сигналом заданной высоты H_3 .

2. Канал $H_{\text{отн}}$. Сигнал $H_{\text{отн}}$ вырабатывается алгебраическим суммированием сигнала $H_{\text{абс}}$ от ДДСИ и сигнала H_3 .

Сигнал H_3 формируется в УВО-15М1 при установке давления аэродрома.

Указатель УВО-15М1 имеет шкалу от 0 до 1000 м, стрелку, три барабанчиковых счетчика и кремальеру P_3 . Барабанчики в левом окне указывают высоту (в километрах), барабанчики в правом окне указывают сотни метров, стрелка — сотни и десятки метров. Барометрический счетчик (нижнее окно) имеет диапазон 520—806 мм рт. ст. Кремальера P_3 связана с барометрическим счетчиком, со щеткой потенциометра и с контактами, которые замыкаются и выдают сигнал +27 В в самолетный ответчик СОМ-64 при установке давления 760 мм рт. ст. С потенциометра сигнал H_3 поступает в вычислитель, где суммируется с сигналом H_{abc} и решается уравнение $H_{\text{отн}} = H_{abc} \pm H_3$. Сигнал $H_{\text{отн}}$ через блок БПУ-3 идет на следующую систему УВО-15М для отработки стрелки и барабанчиков счетчика высоты, а также щеток потенциометров, с которых выдаются сигналы $H_{\text{отч}}$ в систему МСРП-64-2, $H_{\text{отн}}$ и H_{abc} в ответчик СОМ-64.

3. Канал $V_{\text{ист}}$. В этом канале решается уравнение $V_{\text{ист}} =$

$$= K \sqrt{\frac{P_{\text{дин}}}{P} T_H} .$$

Сигнал $P_{\text{дин}}$ поступает от датчика динамического давления (индуктивного) ДДДИ, сигнал $P_{\text{ст}}$ — от датчика ДДСИ, сигнал T_H — от приемника П-5. С вычислителя сигнал $V_{\text{ист}}$ подается через блок БПнП-10 в НВУ-Б3, а через блок БПУ-З на указатель УСВП, если в его окне видна надпись «ВОЗД».

УСВП имеет шкалу от 0 до 1000 км/ч и окно, в котором видна цифра счетчика. Когда стрелка делает полный оборот, в окне появляется цифра 1.

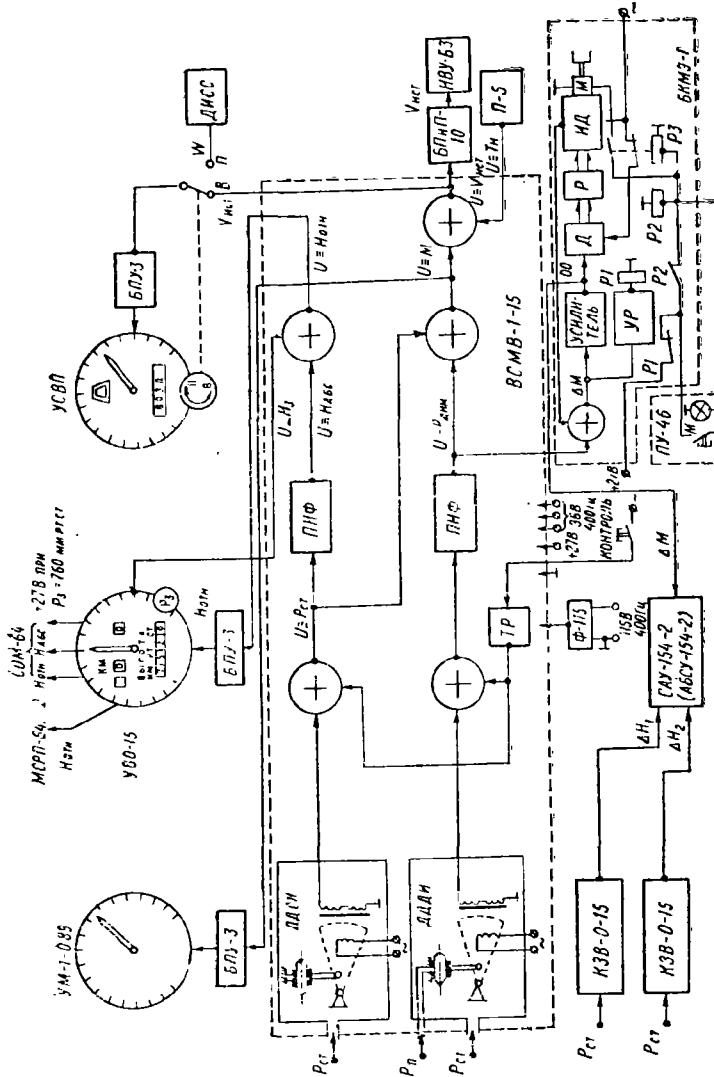


Рис. 5. Функциональная схема системы СВС-ПН-15-4

Есть цифры 2 и 3, хотя диапазон измерения $V_{\text{ист}}$ до 1200 км/ч.

4. Канал числа M . В этом канале решается уравнение $M =$

$$= K \sqrt{\frac{P_{\text{дин}}}{P_{\text{ст}}}}.$$

Вычисленный сигнал числа M от вычислителя подается на блок БКМЭ-1 и на указатель УМ-1-0,89 со шкалой от 0,3 до 1.

При достижении числа $M = 0,89$ по сигналу от УМ-1-0,89 включается светосигнальное табло «ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ».

5. Канал ΔM . Этот канал реализован на блоке БКМЭ-1. Блок имеет релейный усилитель УР и следующую систему, состоящую из усилителя, двигателя D и индуктивного датчика ИД. На усилитель подается сигнал от вычислителя ВСМВ-1-15М, пропорциональный числу M . Блок БКМЭ-1 может работать в двух режимах.

Режим подготовки. Сигнал от вычислителя через сумматор и усилитель подается на двигатель, который отрабатывает ротор ИД. Сигнал от ИД подается на сумматор и компенсирует сигнал числа M . Двигатель D останавливается и, таким образом, блок БКМЭ-1 оказывается подготовленным к включению режима стабилизации числа M в системе АБСУ-154-2. Если же сигнал числа M на входе усилителя не компенсируется сигналом обратной связи от ИД, то по сигналу ΔM срабатывает релейный усилитель УР, и реле Р1 снимает сигнал готовности. При нажатии кнопки — табло « M » на пульте управления ПУ-46 режим стабилизации числа M не включается.

Режим стабилизации. При нажатии кнопки-табло « M » на пульте управления ПУ-46 срабатывают реле Р2 и Р3. Реле Р2 осуществляет блокировку, а реле Р3 отключает питание двигателя и включает муфту, которая стопорит ротор ИД. На ИД «запоминается» значение числа M , которое было в момент нажатия кнопки и которое в дальнейшем считается заданным. Если значение числа M изменится, то сигнал от вычислителя не будет равен сигналу от ИД. Сигнал ΔM подается в канал тангажа системы САУ-154-2, и руль высоты отклоняется так, чтобы изменением угла тангажа восстановить заданное значение числа M .

6. Канал ΔH . Сигнал ΔH вырабатывается в двух корректорах-задатчиках высоты КЗВ-0-15, которые представляют собой барометрические электромеханические высотомеры. Статическое давление $P_{\text{ст}}$ подводится от четвертой магистрали статического давления и воспринимается анероидной коробкой, ход которой передается на якорь ИД. Сигнал с обмотки якоря ИД через усилитель подается на двигатель, который поворачивает статор ИД вслед за ротором до согласования.

Режим стабилизации высоты включается на пульте управления ПУ-46 кнопкой-табло « H ». В КЗВ-0-15 отключается питание от двигателей следящих систем, и индуктивные датчики ИД «запоминают» высоту полета. При отклонении самолета от заданной

высоты с ИД снимается сигнал ΔH и подается в канал тангажа системы САУ-154-2. Руль высоты отклоняется так, чтобы вернуть самолет на заданную высоту. Достоверность сигналов ΔH от двух КЗВ-0-15 контролируется в вычислите корректора высоты ВКВ-2 системы САУ-154-2.

Эксплуатация системы СВС-ПН-15-4. Перед полетом на барометрическом счетчике УВО-15М1 установить давление, на 5—8 мм рт. ст. большее давления аэродрома, включить АЗС на левой панели и выключатели «ПИТАНИЕ» и «ОБОГРЕВ» СВС-ПН на верхнем щитке пилотов.

Выдержать время прогрева после включения питания, кремальерой на УВО-15М1 установить давление 760 мм рт. ст. и нажать кнопку «КОНТРОЛЬ СВС» на верхнем щитке пилотов. При нормальных условиях должны отрабатываться:

на УВО-15М1 значение высоты $H = (12000 \pm 40)$ м;

на УМ-1-0,89 число $M = 0,8 \pm 0,01$;

на УСВП при установке переключателя в положение «ВОЗД» значение истинной скорости $V_{\text{ист}} = (900 \pm 10)$ км/ч.

После проверки системы на УВО-15М1 установить стрелку на нуль.

Допустимая разница в показаниях барометрического счетчика и давления на ВПП, приведенного к месту стоянки самолета, не более $\pm 1,5$ мм рт. ст. в диапазоне давлений от 720 до 780 мм рт. ст. и не более ± 2 мм рт. ст. в диапазоне давлений от 590 до 720 мм рт. ст. и от 780 до 806 мм рт. ст.

В полете исправность системы СВС-ПН-15-4 определять сравнением показаний УВО-15М1, УМ-1-0,89 и УСВП с показанием механических приборов ВМ-15, МС-1 и КУС-730/1100. Пользоваться кнопкой «КОНТРОЛЬ СВС» в полете запрещается.

Возможные неисправности и отказы системы СВС-ПН-15-4 приведены в табл. 1.

Таблица 1

Внешние проявления	Неисправность	Работа с системой
Не изменяются показания УВО-15М1, УМ-1-0,89 и УСВП при изменении режима полета	Отказ цепи постоянному или переменному току	Указателями УВО-15М1, УМ-1-0,89 и УСВП не пользоваться. Использовать указатели ВМ-15, МС-1, КУС-730/1100. Контроль за ограничением числа M производить по указателю МС-1
Показания УСВП и УМ-1-0,89 при наборе высоты завышены, при снижении занижены по сравнению с показателями КУС-730/1100, МС-1, УС-И6	Закупорка левого нижнего ГПД-1М	Проверить исправность цепей обогрева ГПД-1М. Использовать показания КУС-730/1100, МС-1, УС-И6

Продолжение

Внешние проявления	Ненадежность	Работа с системой
Показания указателя УВО-15М1 при наборе высоты или снижении не изменяются	Закупорка третьей магистрали статического давления	Использовать показания высотомеров ВМ-15, УВИД-15Ф и ВЭМ-72
При включенном режиме стабилизации барометрической высоты система САУ-154-2 не держит высоту	Закупорка четвертой магистрали статического давления	Систему САУ-154-2 использовать в режиме стабилизации тангажа. Высоту выдерживать отклонением рукоятки «СПУСК—ПОДЪЕМ»

1.10. АВТОМАТ УГЛОВ АТАКИ И ПЕРЕГРУЗОК АУАСП-12КРИ

Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-12КРИ предназначен для:

измерения и индикации в полете текущих углов атаки α_t , критических углов атаки α_{kp} и вертикальных перегрузок n_y ;

включения предупреждающей сигнализации и выдачи сигналов в систему МСРП-64-2 при подходе к критическим углам атаки или предельным перегрузкам.

С целью сохранения устойчивости и управляемости самолета при взлете и посадке необходимо на всех этапах выдерживать определенную приборную скорость и не превышать установленных углов атаки.

В полете необходимо ограничивать скорость полета, исходя из критического значения числа M . Значение M_{kp} соответствует предельной скорости полета самолета с оптимальным углом атаки.

При угле атаки, отличном от оптимального, критическое значение числа M уменьшается, а этого указатели МС-1 и УМ-1-0,89 не учитывают, поэтому необходимо измерять значение критического угла атаки как функцию от числа M полета, что и осуществляется автоматом АУАСП-12КРИ.

Комплект и размещение. Указатель углов атаки и перегрузок АУАСП-12КРИ расположен на приборной доске первого пилота.

Датчик углов атаки ДУА-9Р установлен на левом борту носовой части фюзеляжа (шпангоуты № 9—10).

Датчик критических углов атаки ДКУ-23Р установлен в техническом отсеке (шпангоут № 14).

Датчик перегрузок ДП1-3 установлен на балке пола (шпангоут № 50).

Блок коммутации БК-2Р установлен в техническом отсеке (шпангоуты № 8—9).

В комплекте с автоматом АУАСП-12КРИ работает табло ТС-2 сигнализации « α_{kp} » и « n_y » на приборной доске второго пилота, выключатель питания и переключатель «КОНТРОЛЬ—СБРОС» на верхнем щитке пилотов.

Датчик перегрузок ДП1-3 служит для выработки сигналов, пропорциональных вертикальным перегрузкам n_y . Чувствительным элементом является груз, подвешенный на пружинах. Под действием ускорений груз, деформируя пружины, перемещается и передает движение на щетку потенциометра П1 (рис. 6). Корпус датчика герметичен. Для демпфирования и уменьшения трения частей корпус датчика заполнен маслом.

Датчик углов атаки ДУА-9Р состоит из корпуса и флюгера, угол поворота которого передается на щетку потенциометра П4. Датчик имеет обогрев, одна секция которого помещена во флюгер, а другая в корпусе. Обогрев включается одновременно с включением обогрева ППД-1М.

Датчик критических углов атаки ДКУ-23Р служит для определения критического угла атаки в зависимости от числа M полета. Датчик состоит из следующих основных элементов:

мембранный-анероидного узла и схемы умножения на потенциометрах П7 и П8;

следящей системы, состоящей из магнитного усилителя МУ, двигателя Д1, потенциометра обратной связи П9 и выходного потенциометра П10, с которого снимается сигнал $\alpha_{kp}=f(M)$.

Число M зависит от отношения динамического давления к ста-

тическому и определяется формулой $M = K \sqrt{\frac{P_{дин}}{P_{ст}}}$.

Статическое давление $P_{ст}$ подается в герметичный корпус мембранный-анероидного узла и воздействует на анероидную коробку. Ход коробки передается на щетку потенциометра П7. Потенциометр П7 профицирован, и отдельные его участки шунтированы сопротивлениями так, что с него снимается напряжение

$$U_1 = K_1 \sqrt{\frac{1}{P_{ст}}}.$$

Полное давление $P_{дин}$ от левого нижнего приемника ППД-1М подается внутрь манометрической коробки. Прогиб коробки под действием динамического давления $P_{дин} = P_{дин} - P_{ст}$ передается на щетку потенциометра П8, который профицирован и шунтирован так, что с него снимается напряжение

$$U_2 = K_2 \sqrt{P_{дин}}.$$

Потенциометры П7 и П8 включены по схеме умножения и на выходе схемы действует напряжение

$$U = U_1 U_2 = K_1 K_2 \sqrt{\frac{P_{дин}}{P_{ст}}} = K_3 M.$$

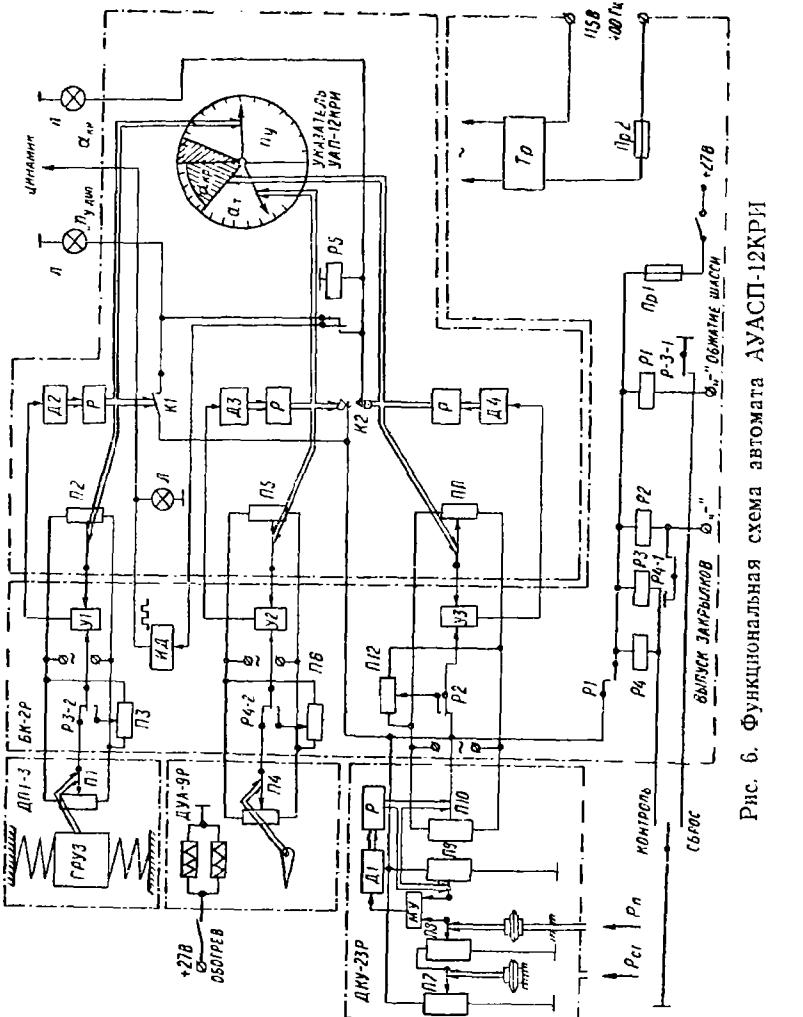


Рис. 6. Функциональная схема автомата АУАСП-12КРИ

Для получения напряжения, пропорционального $\alpha_{\text{вр}} = f(M)$, применена следящая система. Сигнал с потенциометра П8 и потенциометром обратной связи П9 через магнитный усилитель МУ подается на двигатель Д1, который отрабатывает щетку потенциометра П9 до согласования схемы и щетку потенциометра П10, с которого снимается сигнал $\alpha_{\text{вр}} = f(M)$. Одновременно двигатель Д1 отрабатывает шкалу, отградуированную в значениях числа М от 0,2 до 0,9.

Указатель УАП-12КРИ предназначен для преобразования электрических величин, пропорциональных значениям α_r , $\alpha_{\text{вр}}$ и n_y , в механические повороты стрелок α_r , n_y и сектора $\alpha_{\text{вр}}$.

Механизм отработки перегрузок состоит из двигателя Д2, который через редуктор связан со стрелкой n_y , со щеткой потенциометра П2 следящей системы и контактом К1. Указатель индицирует положительные перегрузки от $+1g$ до $+3g$ и отрицательные от $-1g$ до $-1g$. При достижении критической перегрузки контакт К1 замыкается, включает световое сигнальное табло « n_y доп» и подает напряжение $+27$ В в блок коммутации БК-2Р па импульсный датчик ИД (мультивибратор). Импульсы от ИД с частотой 2–4 Гц подаются на светосигнализатор на лицевой части указателя, звучит динамик.

Одновременно со стрелкой текущих перегрузок n_y отклоняется одна из двух фиксирующих стрелок. По окончании действия перегрузок стрелка n_y возвращается на $+1g$, а фиксирующая стрелка показывает, какая была максимальная перегрузка.

Для возвращения фиксирующих стрелок на $+1g$ на указателе имеется кнопка.

Механизм отработки текущего угла атаки α_r состоит из двигателя Д3, который через редуктор связан со щеткой потенциометра П5, с кулачком микровыключателя К2 и со стрелкой, которая указывает значение текущего угла атаки α_r по шкале от 0 до 15° .

Механизм отработки критического угла атаки $\alpha_{\text{кр}}$ состоит из двигателя Д4, который через редуктор связан с сектором, со щеткой потенциометра следящей системы П11 и с кулачком. По раствору между стрелкой α_r и нижним обрезом сектора $\alpha_{\text{кр}}$ судят о приближении к критическому режиму полета. При достижении критического режима полета по углу атаки раствор между стрелкой α_r и сектором $\alpha_{\text{кр}}$ уменьшается до нуля, и кулачки вызывают срабатывание микровыключателя К2.

Подается напряжение $+27$ В на светосигнальное табло « $\alpha_{\text{кр}}$ » и на реле Р5. Реле своими контактами пропускает $+27$ В на импульсный датчик ИД, в результате чего мигает светосигнализатор на указателе и звучит динамик.

Блок коммутации БК-2Р служит для коммутации и регулировки всего комплекта АУАСП-12КРИ. В блоке расположены: потенциометр П12, который является датчиком допускаемого угла атаки при взлете и посадке;

потенциометры П3 и П6, которые отрегулированы на критическое значение перегрузок и угла атаки соответственно. Потенциометры подключаются к схеме при установке переключателя «КОНТРОЛЬ—СБРОС» в положение «КОНТРОЛЬ»;

усилители следящих систем У1, У2, У3;

импульсный датчик ИД, собранный по схеме симметричного мультивибратора;

реле Р1, Р2, Р3, Р4 (реле Р5 находится в указателе);

предохранители в цепях питания постоянным и переменным током.

Принцип работы и функциональная схема. При нахождении самолета на земле включение АУАСП-12КРИ блокируется концевым выключателем АМ-800К системы управления поворотом переднего колеса, установленным на шлиц-шарнире. При снятии обжатия с передней опоры самолета подается «минус» на реле Р1 блока коммутации БК-2Р, и блокировка включения питания АУАСП-12КРИ снимается.

Схема АУАСП-12КРИ имеет три канала, каждый из которых собран по мостовой схеме.

Мост канала вертикальных перегрузок собран на потенциометрах П1 датчика ДП1-3 и П2 указателя УАП-12КРИ. При возникновении перегрузок мост рассогласуется, и сигнал через усилитель У1 подается в указатель на двигатель Д2, который перемещает щетку потенциометра П2 до согласования моста, отрабатывает кулачок и стрелку n_y . При отклонении стрелки на предельно допустимое значение n_y кулачок замыкает контакты К1, и напряжение +27 В подается на светосигнальное табло « $n_{y\text{ доп}}$ » и через нормально замкнутые контакты реле Р5 указателя в блок коммутации БК-2Р на импульсный датчик, который заставляет мигать светосигнализатор на указателе и звучать динамик.

Мост канала текущих углов атаки α_t собран на потенциометрах П4 датчика ДУА-9Р и П5 указателя УАП-12КРИ.

При изменении угла атаки флюгер датчика отклоняет щетку на потенциометре П4. Сигнал с моста через усилитель У2 подается на двигатель Д3 указателя, который перемещает щетку потенциометра П5 до согласования моста, отрабатывает кулачок и стрелку.

Канал критических углов атаки α_{kp} может работать в двух режимах: взлетно-посадочном и полетном.

Режимы переключаются механизмом концевых выключателей левого закрылка, установленным на трансмиссии закрылков.

При выпуске закрылков подается «—» на реле Р2 блока БК-2Р, которое отключает потенциометр П10 датчика ДКУ-23Р и под-

ключает потенциометр П2 блока БК-2Р, заранее отрегулированный на значение критического взлетно-посадочного угла атаки. Сигнал с моста на потенциометрах П11 и П12 через усилитель подается на двигатель Д4, который перемещает щетку потенциометра П11 до согласования моста, отрабатывает кулачок и сектор на значение критического взлетно-посадочного угла атаки $\alpha_{kp} = 12,5^\circ$.

При убранных закрылках реле Р2 обесточено, и мост образован потенциометрами П10 датчика ДКУ-23Р и П11 указателя УАП-12КРИ. Сектор α_{kp} отрабатывается в положение, определяемое числом М полета.

На любом режиме при совмещении стрелки α_t с краем сектора α_{kp} срабатывает микровыключатель К2, включаются реле Р5 и светосигнальное табло « α_{kp} ». Через контакты реле Р5 подается напряжение +27 В на запуск ИД, начинает мигать светосигнализатор на указателе и звучит динамик.

Для проверки работоспособности АУАСП-12КРИ имеется переключатель «КОНТРОЛЬ—СБРОС». При установке переключателя в положение «КОНТРОЛЬ» в блоке коммутации БК-2Р срабатывают реле Р3 и Р4, которые контактами Р3-1 и Р4-1 включают реле Р1 и Р2.

Контактами реле Р3-2 вместо потенциометра П1 датчика перегрузок ДП-3 подключается потенциометр П3, и стрелка n_y указателя отрабатывается на критическое значение перегрузок.

Контактами реле Р4-2 вместо потенциометра П4 датчика ДУА-9Р подключается потенциометр П6, а контактами реле Р2 вместо потенциометра П10 датчика ДКУ-23Р подключается потенциометр П12.

Стрелка α_t и сектор α_{kp} отрабатываются до совмещения. В итоге загораются светосигнальные табло « $n_{y\text{ доп}}$ » и « α_{kp} », мигает светосигнализатор на указателе, звучит динамик.

Эксплуатация. Перед полетом следует убедиться, что снят защитный чехол с флюгера датчика ДУА-9Р. На левой панели включить два АЗС «АУАСП», на верхнем электрощитке пилота включить выключатель «АУАСП», переключатель «КОНТРОЛЬ—СБРОС» установить в положение «КОНТРОЛЬ». Стрелки указателя отрабатываются на критические значения, включаются светосигнальные табло « $n_{y\text{ доп}}$ » и « α_{kp} », мигает светосигнализатор на указателе, звучит динамик. Для возвращения стрелок в исходное положение переключатель «КОНТРОЛЬ—СБРОС» установить в положение «СБРОС», а затем нейтрально.

Автомат АУАСП-12КРИ начинает работать при снятии обжатия с передней опоры самолета, при этом сектор α_{kp} устанавливается на $12,5^\circ$, а в полете (после уборки закрылков) положение сектора α_{kp} зависит от числа М.

При пилотировании нужно следить за тем, чтобы стрелка α_t указателя УАП-12КРИ не заходила за сектор α_{sp} , а стрелка η_y не заходила в зону сектора $\eta_{y\text{ доп}}$. Установленные для эксплуатации минимальные скорости полета имеют запас 20—30% от скорости срыва. В случае, если скорость самолета стала меньше (на 5—15%) указанных минимальных скоростей, срабатывает АУАСП-12КРИ и выдается сигнал о скорости срыва.

1.11. УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53МК-500

Комбинированный электрический указатель поворота ЭУП-53МК-500, совмещающий в одном корпусе указатель поворота и указатель скольжения, предназначен для определения направления разворота самолета по курсу и величины крена до 45° при скоростях полета 500 км/ч.

Принцип действия указателя поворота основан на использовании свойств гироскопа с двумя степенями свободы, у которого главная ось XX расположена горизонтально (рис. 7, а).

В качестве гиromотора использован электродвигатель постоянного тока с независимым возбуждением, имеющим частоту вращения 6000 об/мин.

Ось YY рамы гироскопа связана со стрелкой через передаточный механизм.

В прямолинейном полете гирузел удерживается в нейтральном положении с помощью пружин, и стрелка указателя находится на нуле.

При развороте самолета по курсу корпус указателя поворота поворачивается вокруг минной оси ZZ гироскопа. Возникает гироскопический момент, под действием которого гироскоп прецессирует вокруг оси YY до тех пор, пока гироскопический момент будет уравновешен моментом противодействующих пружин. Поворот гироскопа вокруг оси YY через передаточный механизм передается на стрелку, отклонение которой определяется формулой

$$\alpha = K \omega_p \cos \gamma,$$

где α — угол отклонения стрелки;

ω_p — угловая скорость разворота самолета;

γ — поперечный крен самолета;

K — коэффициент пропорциональности.

Таким образом, угол отклонения стрелки зависит от угловой скорости самолета и угла поперечного крена, который, в свою очередь, зависит от линейной скорости полета.

Шкалу прибора можно градуировать или в единицах угловой скорости, или в градусах поперечного крена. Для получения возможности использовать указатель поворота как резервный авиа-горизонт, шкала ЭУП-53МК-500 отградуирована для индикации поперечного крена, и прибор с достаточной точностью указывает

величину крена самолета при линейной скорости полета 500 км/ч. При увеличении линейной скорости прибор занижает показания. Так, при $V_{\text{ист}} = 900$ км/ч крен по указателю в два раза меньше фактического.

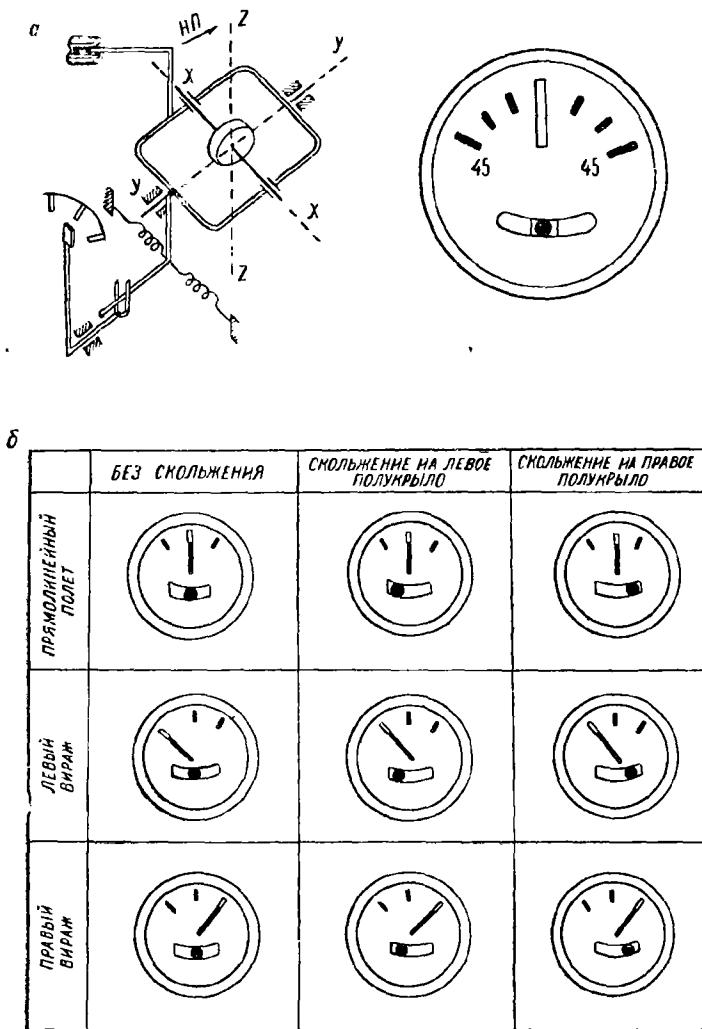


Рис. 7. Принципиальная схема указателя поворота ЭУП-53МК-500

Для гашения собственных колебаний рамки гироскопа вокруг оси YY, а следовательно, и стрелки прибора имеют воздушный демпфер.

В одном корпусе с указателем поворота установлен указатель скольжения, состоящий из изогнутой стеклянной трубы, заполненной жидкостью (толуолом), в которую помещен черный стеклянный шарик.

Принцип действия указателя скольжения основан на свойстве физического маятника.

Эксплуатация. Перед полетом включить выключатель питания «ЭУП» на верхнем электрощитке пилотов. Через 2—3 мин (время готовности) проверить работоспособность указателя поворота, для чего нажать на край приборной доски, создав ей некоторое движение вокруг вертикальной оси. Если стрелка указателя отклонится, то прибор исправен.

В полете пилоты непрерывно сравнивают показания по крену основных авиагоризонтов с показаниями ЭУП-53МК-500. При обесточивании сети постоянного тока питание указателя поворота обеспечивается от аккумуляторов. Положения стрелки указателя поворота и шарика указателя скольжения при различных эволюциях самолета показаны на рис. 7, б.

1.12. ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ВК-90

Назначение и связь с потребителями. Выключатели коррекции ВК-90 отключают цепи жидкостной маятниковой коррекции в авиа-горизонте АГР-72А, гировертикалях МГВ-1СК, цепи горизонтальной коррекции в гидроагрегатах ГА-3 (основном и контрольном), следящие системы, связывающие коррекционные механизмы КМ-5 с гидроагрегатами ГА-3 или блоками БГМК-2 в курсовой системе ТКС-П2 при разворотах самолета для исключения постевражной погрешности в показаниях приборов.

На самолете установлены четыре выключателя коррекции: ВК-90 № 1 работает в комплекте с МГВ-1СК (рис. 8), ВК-90 № 2 работает в комплекте с МГВ-1СК № 2, т. е. с прибором ПКП-1 второго пилота, ВК-90 № 3 работает в комплекте с МГВ-1СК № 3 т. е. с прибором ПКП-1 первого пилота. ВК-90 № 1 и 3 работают также с каналом № 1 системы ТКС-П2, а ВК-90 № 2 и 3 — с каналом № 2 ТКС-П2. Выключатель коррекции ВК-90 № 4 работает с резервным авиа-горизонтом АГР-72А.

Выключатели коррекции питаются от сети постоянного тока напряжением 27 В и трехфазным током напряжением 36 В частотой 400 Гц от трех независимых сетей: левой, правой и от преобразователя ПТ-500Ц (ПТС-250). Выключатели ВК-90 № 3 пытаются от левой сети, № 2 — от правой сети, № 1 и 4 — от преобразователя ПТ-500Ц (ПТС-250), который, в свою очередь, получает питание от шины аккумуляторов. При отказе или выключении ПТ-500Ц (ПТС-250) его потребители автоматически переключаются на питание от левой сети.

Принцип действия выключателя коррекции ВК-90 основан на измерении угловой скорости самолета относительно вертикальной оси с помощью двухступенчатого гироскопа

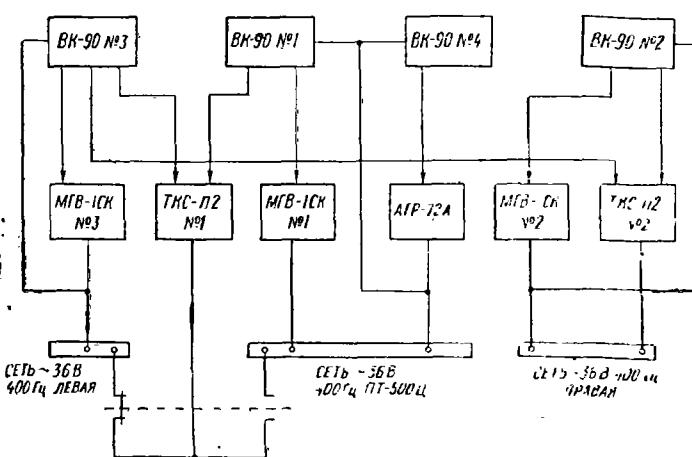


Рис. 8. Связь выключателей коррекции ВК-90 с потребителями

Прибор состоит из поплавкового (скоростного) гироскопа, системы электронных реле задержки времени и исполнительных реле. Двухступенчатый гироскоп заключен в герметичный поплавок, заполненный водородом. Полость между поплавком и корпусом заполнена лигроином, поэтому поплавок взвешен в жидкости, и трение в осях сведено к минимуму. В качестве гиromотора установлен электродвигатель, который запитывается трехфазным током 36 В 400 Гц. С поплавком (рамкой) гироскопа связаны магнитная центрирующая пружина, гидравлический демпфер и контакт К' включения системы реле задержки времени (рис. 9).

Гироскоп в среднем положении удерживается магнитной центрирующей пружиной, которая состоит из ярма, жестко закрепленного на кожухе гироскопа, постоянного магнита и магнитопровода.

Колебания гироскопа гасятся гидравлическим демпфером, состоящим из ротора с лопatkами и статора. Лопатки ротора перегоняют лигроин из одной полости в другую через щели и демпфируют колебания рамки. При изменении температуры окружающей среды для поддержания постоянной степени демпфирования проходное сечение щелей изменяется перемещением заслонок, связанных с сильфоном. При понижении температуры лигроина вязкость его увеличивается, и сильфон выдвигает заслонки, увеличивая проходное сечение щелей.

Система реле задержки времени обеспечивает отклонение цепей коррекции при минимальных угловых скоростях разворота самолета 15°/с и времени разворота 7—40 с. Система состоит из

релейных усилителей РУ-1 и РУ-2, диодов D1 и D2, дополнительного реле Р1 и исполнительного реле Р2.

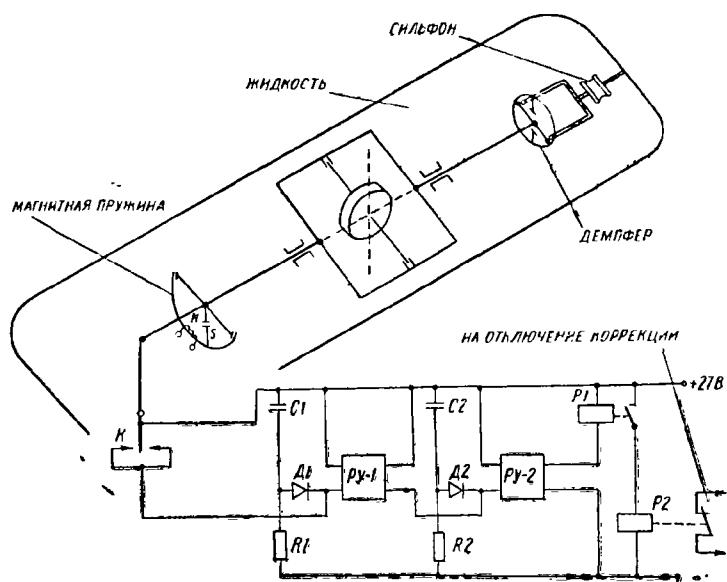


Рис. 9. Электрохимическая схема выключателя коррекции ВК-90

При прямолинейном полете самолета контакт К, жестко связанный с рамой гироскопа, находится в среднем обесточенном положении. При этом конденсатор С1 заряжен, контакты реле релейного усилителя РУ-1 замкнуты, и конденсатор С2 разряжен. Контакты реле релейного усилителя РУ-2 разомкнуты. При разворотах самолета возникает гироскопический момент, под действием которого гироскоп прецессирует, и контакт К замыкается с одним из боковых контактов, блокируя конденсатор С1, который начинает разряжаться через диод D1 и обмотку реле РУ-1. Реле РУ-1 срабатывает, и его контакты размыкаются. При этом срабатывает реле РУ-2, и начинает разряжаться конденсатор С2 через резистор R2. Реле РУ-2, сработавшая, замыкает цепь реле Р1. Реле Р1 включает исполнительное реле Р2, контакты которого отключают цепи коррекции.

По окончании разворота самолета гироскопический момент исчезает, и гироскоп под действием магнитной пружины устанавливается в нейтральное положение. Контакт К размыкается, и конденсатор С1 начнет заряжаться. Система задержки времени, срабатывая, снимает питание с исполнительного реле Р2, контакты которого включают цепи коррекции.

При полете самолета, сопровождающемся колебаниями по курсу, контакт К замыкается на время, меньшее времени зарядки, поэтому реле Р2 не успевает срабатывать, и цепи коррекции не отключаются.

1.13. АВИАГОРИЗОНТ АГР-72А

Резервный авиагоризонт АГР-72А предназначен для определения положения самолета в пространстве относительно плоскости горизонта и для индикации этого положения во всем диапазоне углов крена тангла.

Технические данные

Питание от преобразователя ПТ-500Ц (ПТС-250)	36 В 400 Гц
Диапазон измерения углов крена и тангла	$\pm 180^\circ$
Инструментально-шкаловая погрешность по крену и тангла:	
в пределах углов $\pm 30^\circ$, не более	$\pm 1,5^\circ$
на остальных отметках шкалы, не более	$\pm 2,5^\circ$

Принцип действия и устройство. Принцип действия авиагоризонта основан на свойстве гироскопа с тремя степенями свободы, снабженного жидкостной маятниковой коррекцией, удерживать свою главную ось вращения по вертикали земли.

Жидкостная маятниковая коррекция гироскопа состоит из электролитических маятников для измерения направления вертикали, моторов поперечной и продольной коррекции. Для устранения ошибок, возникающих при развороте самолета по курсу, поперечная коррекция отключается по сигналу от выключателя коррекции ВК-90 № 4.

Ось внутренней рамы гироскопа параллельна продольной оси самолета, ось внешней рамы параллельна поперечной оси самолета. При таком расположении осей при кренах самолета ось внешней рамы стремится совместиться с главной осью гироскопа, что приводит к «выбиванию» гироскопа. Чтобы не допустить этого, ось внешней рамы крепится на подшипниках не в корпусе прибора, а в следящей раме. Система следящей рамы, кроме самой рамы, ось вращения которой расположена по продольной оси самолета, имеет индукционный датчик, усилитель и двигатель-генератор. Если при крене самолета угол между осью внешней рамы и главной осью гироскопа станет меньше 90° , то сигнал с индукционного датчика через усилитель идет на двигатель-генератор, который ограбатывает следящую раму в сторону, обратную крену, и восстанавливает перпендикулярность главной оси и оси внешней рамы.

Так, благодаря следящей раме, авиагоризонт обеспечивает определение положения самолета относительно плоскости истинного горизонта во всем диапазоне углов крена и тангла.

Для обеспечения минимального времени готовности в авиагоризонте применен электромеханический стопор. Стопор удерживает внешнюю раму гироузла в пределах $\pm 30^\circ$ от нулевого положения и фиксирует следящую раму в положении, в котором она находилась в момент выключения питания, сохраняя это положение до следующего включения.

Для сигнализации отказа питания применен индикатор потребляемого тока ИПТ. Стопор и сигнализатор отказа питания приводятся в действие от одного электродвигателя. При включении питания потребляемый ток большой, и ИПТ выдает сигнал отказа. По мере раскрутки ротора гироскопа потребляемый ток уменьшается, и ИПТ выдает сигнал на включение электродвигателя, который, сжимая рабочую пружину, расстопоривает гироузел и убирает бленкер «АГ» с лицевой части прибора. При обрыве любой из трех фаз или при заклинении гиromотора, когда потребляемый ток увеличивается, ИПТ снимает питание с электродвигателя. Рабочая пружина, не встречая противодействия электродвигателя, арретирует гироузел и перемещает бленкер «АГ» на лицевую часть прибора.

Индикация. Система индикации авиаогоризонта выполнена по типу «Вид с самолета на землю». Преимущество индикации такого типа — отсутствие необходимости переориентации при переходе от пилотирования по авиаогоризонту к пилотированию по видимому горизонту и наоборот.

При системе индикации «Вид с самолета на землю» силуэт самолета закреплен на корпусе прибора, а сферическая шкала тангенса, закрепленная на гироскопе, имеет возможность поворачиваться вокруг поперечной и продольной оси прибора (рис. 10).

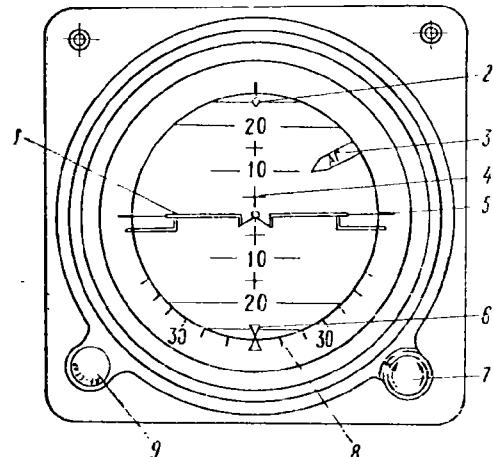


Рис. 10. Система индикации авиагоризонта АГР-72А:

Сферическая шкала тангенциальная на оси внешней рамы гирокомпаса на подшипниках, для наглядности окрашена в два цвета, разделенных линией горизонта 5: верхняя половина шкалы окрашена в голубой цвет (небо), нижняя — в коричневый (земля).

(земли). Сферическая шкала связана с внешней рамой гироскопа через редуктор с передаточным отношением 1:1, вследствие чего при поворотах корпуса прибора вместе с самолетом относительно по-перечной оси сферическая шкала поворачивается в ту же сторону относительно корпуса прибора на угол поворота самолета, т. е. направление вращения шкалы тангажа таково, что при кабрировании силуэт самолета 1 оказывается на голубом фоне, при пикировании — на коричневом фоне шкалы тангажа 4. Угол тангажа отсчитывается по положению центра силуэта самолета 1 относительно шкалы 4. Отметки нанесены до 20° через 5° , затем через 10° . Шкала углов крена 8 нанесена на корпусе прибора, деления от нулевой отметки в обе стороны — через 10° . Углы крена отсчитываются по положению индекса крена 6, закрепленного на следящей раме, по шкале крена 8.

На лицевой части прибора расположены рукоятка 7 для учета изменения угла атаки в горизонтальном полете и пусковая кнопка 9 с надписью «Арретир». При вращении рукоятки 7 происходит перемещение шкалы тангажа 4 вверх или вниз. Пусковую кнопку 9 нажимают при включении питания прибора. При нажатии кнопки шунтируется резистор, увеличивается мощность жидкостной маятниковой коррекции, и главная ось гироскопа быстрее устанавливается по вертикали.

1.14 МАЛОГАБАРИТНАЯ ГИРОВЕРТИКАЛЬ МГВ-1СК

На самолете в первом техническом отсеке установлены три малогабаритные гировертикали МГВ-1СК. От гировертикали № 3 выдаются сигналы крена и тангажа на пилотажный командный прибор ПКП-1 первого пилота, от гировертикали № 2 на прибор ПКП-1 второго пилота, от гировертикали № 1 в схему стабилизации антенны радиолокатора «Гроза-154». Сигналы от трех МГВ-1 СК через кворум-элементы подаются в системы СТУ-154-2 и САУ-154-2.

САЗ-134-2. Гироавиаторикаль представляет собой двухгироскопный авиаориентир с высокой точностью (15 угловых минут) измерения направления вертикали земли (рис. 11). Применение двух гироскопов позволяет получить раздельную стабилизацию платформы по крену и тангажу, а это, в свою очередь, дает возможность применить разгрузочную коррекцию для компенсации моментов трения в измерительных осях. Разгрузочная коррекция дает возможность значительно повысить точность работы жидкостной маятниковой коррекции.

В МГВ-1СК входят следующие основные узлы:

1. Жидкостная маятниковая коррекция состоит из двух электролитических датчиков Э1 и Э2 и двух датчиков моментов ДМ1 и ДМ2, образующих продольную и поперечную коррекции. При разворотах самолета поперечная коррекция отключается по сигналу выключателя коррекции ВК-90.

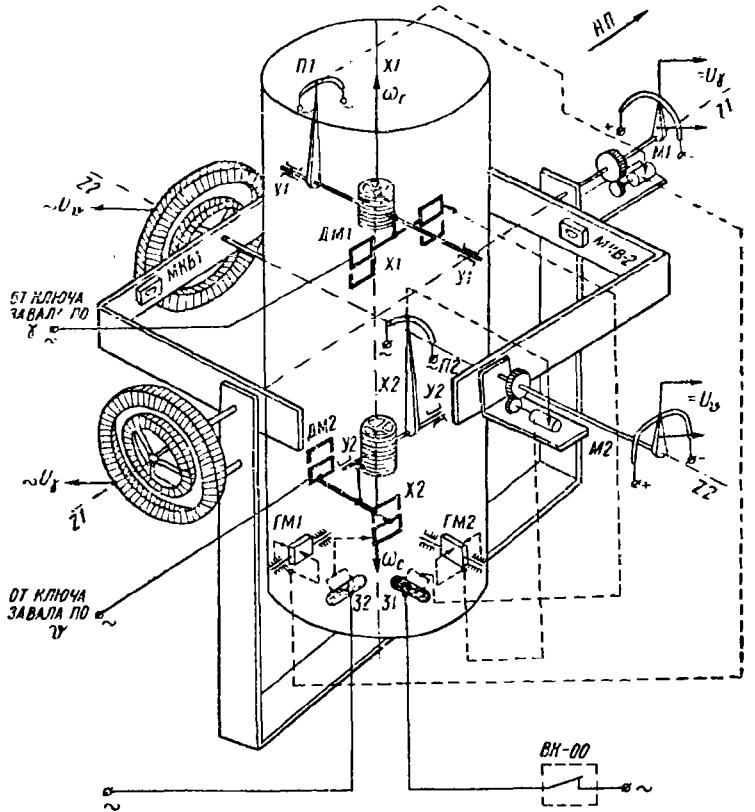


Рис. 11. Кинематическая схема гировертикали

2. Разгрузочная коррекция состоит из потенциометрических датчиков П1, П2 и двух моторов М1 и М2, связанных с измерительными осями крена Z1—Z1 и тангла Z2—Z2.

3. Грузовая маятниковая коррекция состоит из двух грузовых маятников с контактами ГМ1 и ГМ2 и тех же моторов М1 и М2, у которых для данной коррекции использованы вторые управляющие обмотки. Грузовая маятниковая коррекция включается нажатием двух кнопок «АРРЕТИР» на пульте управления ПУ-46 и устанавливает ось платформы по вертикали земли с точностью 2° .

4. Узел сигнализации отказов состоит из двух микровыключателей МКВ1 и МКВ2, один из которых срабатывает при завалах платформы по крену на $\pm 180^\circ$, другой при завале платформы по тангажу на $\pm 60^\circ$. При срабатывании любого из микровыключателей выдается сигнал отказа МГВ-1СК.

5. На измерительных осях платформы расположены потенциометры для выдачи сигналов крена и тангажа по постоянному току и синусно-косинусные трансформаторы для выдачи сигналов крена и тангажа по переменному току на потребители и прибор ПКП-1.

1.15. БЛОК КОНТРОЛЯ КРЕНА БКК-18 И СИГНАЛИЗАТОРЫ НАРУШЕНИЯ ПИТАНИЯ СНП-1

В цепях питания приборов ПКП-1 и МГВ-1СК № 1 (контрольной) установлены сигнализаторы нарушения питания СНП-1. При отказе питания по переменному или постоянному току по сигналам от СНП-1 выпадает блок «АГ» на ПКП-1 первого пилота или на ПКП-1 второго пилота или загорается светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР» на средней приборной доске пилотов. Четвертый СНП-1 установлен в цепях питания блока контроля кренов БКК-18 (рис. 12).

Блок БКК-18 воспринимает сигналы крена от приборов ПКП-1 и от МГВ-1СК № 1. Если один из трех сигналов будет отличаться от двух других на величину $(7 \pm 2)^\circ$, то БКК-18 выдает сигнал на блок «АГ» неисправного прибора ПКП-1 или включает светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР». После первого отказа БКК-18 продолжает сравнивать показания оставшихся двух исправных авиагоризонтов, а при рассогласовании между ними на $(7 \pm 2)^\circ$ выдается сигнал отказа обоих авиагоризонтов, в том числе и на исправный, так как блок БКК-18 в этом случае не может определить исправный авиагоризонт.

Для предотвращения выхода самолета в полете на предельные крены ламельные устройства блока БКК-18 выдают сигналы на включение светосигнальных табло «КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК», «КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК». Значение предельного крена в режимах взлета и посадки $(15 \pm 2)^\circ$, в маршрутном полете $(33 \pm 4)^\circ$. При крене $(33 \pm 4)^\circ$ в маршрутном полете, кроме световой, выдается звуковая сигнализация. Значение сигнализируемых кренов переключается сигнализаторами скорости ССА-3-4,5 и ССА-2-3 на взлете при скорости $V_{\text{пр}} = 340$ км/ч, на посадке при скорости $V_{\text{пр}} = 280$ км/ч.

При отказе электропитания блока БКК-18 загораются два светосигнальных табло «НЕТ КОНТР. АГ» на приборной доске пилотов. В этом случае показания по крену приборов ПКП-1 не

контролируются, сигнализация достижения предельных кренов не обеспечивается.

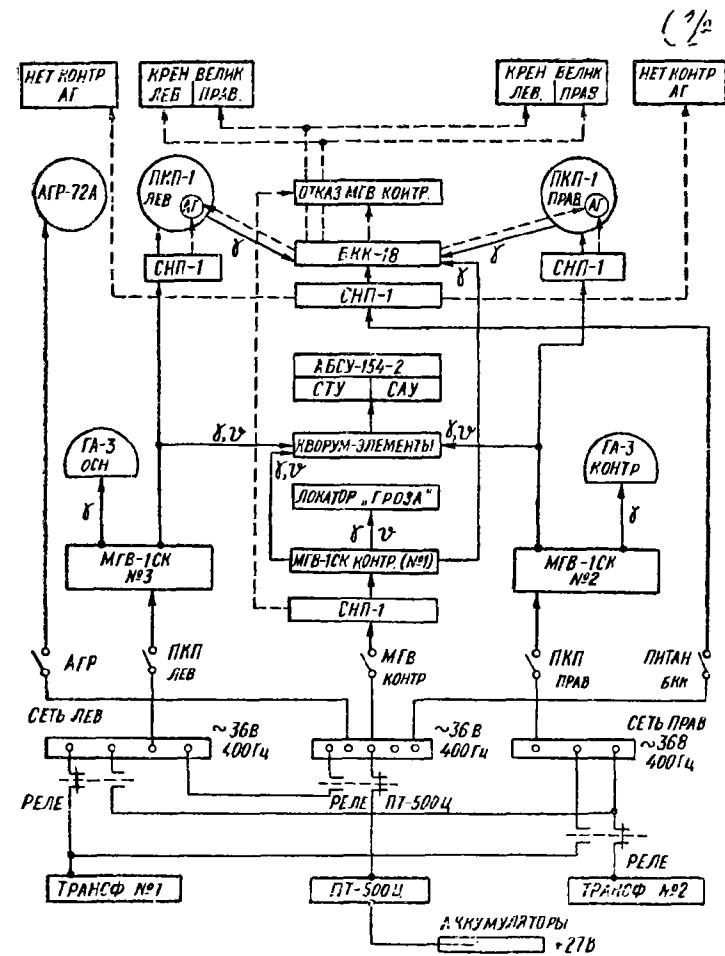


Рис. 12. Система контроля отказов авиагоризонтов

Питание авиагоризонтов осуществляется раздельно от основных шин левой и правой бортсети. Питание гироскопов включается выключателями «ПКП ЛЕВ», «ПКП ПРАВ» и «МГВ КОНТР» на верхнем электрощитке пилотов. Резервный авиагоризонт АГР-72А и блок БКК-18 получают питание от аварийных источников, выключатели питания «АГР» и «ПИТАН. БКК» расположены на верхнем электрощитке пилотов. Рядом с выключателем «ПИТАН. БКК» установлены нажимной переключатель

«БКК ТЕСТ — КОНТРОЛЬ» и светосигнализатор «БКК ИСПРАВН».

1.16. ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВИАГОРИЗОНТОВ

Для предполетной проверки и подготовки авиагоризонтов включить генераторы, проверить наличие напряжения 36 В 400 Гц и 27 В, включить преобразователь РЛ-500Ц (РЛС-250) и автоматы защиты сети. На верхнем электрощитке пилотов включить выключатели «АГР», «ПКП ЛЕВ», «ПКП ПРАВ», «МГВ КОНТР», «ПИТАН. БКК» и нажать кнопку на лицевой части АГР-72А. Бленкер «АГ» на АГР-72А должен убраться. Несколько раз нажать на две кнопки «АРРЕТИР» на пульте управления ПУ-46 до прекращения движения шкал на приборах ПКП-1 по крену и тангажу. По окончании восстановления гироскопов с лицевой части приборов ПКП-1 уберутся бленкеры «АГ», погаснет светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР». Убедиться, что на приборах ПКП-1 и АГР-72А при вращении рукоятки ввода угла атаки шкалы тангажа перемещаются. Совместить на АГР-72А и приборах ПКП-1 риски на кремальерах на корпусе приборов, приборы должны индицировать стоячные углы крена и тангажа самолета с точностью 1,5—2°.

Проверить функционирование блока БКК-18, для чего нажать переключатель «БКК ТЕСТ-КОНТРОЛЬ» в положение «I», а затем «II», загораются светосигнальные табло «КРЕН ЛЕВ. ВЕЛИК», «КРЕН ПРАВ. ВЕЛИК», «ОТКАЗ МГВ КОНТР», светосигнализатор «БКК ИСПРАВЕН», на лицевую часть приборов ПКП-1 выпадают бленкеры «АГ». Переключатель установить в нейтральное положение, сигнализация снимается.

Проверить исправность СНП-1, для чего на 4—5 с выключить выключатель «БКК ПИТАН», загорается светосигнальное табло «НЕТ КОНТР. АГ». На 4—5 с выключить выключатели «ПКП ЛЕВ», «ПКП ПРАВ» и «МГВ КОНТР», выпадают бленкеры «АГ» на приборах ПКП-1, загорается светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР». При включении выключателей сигнализация убирается. Нажать кратковременно кнопки «АРРЕТИР» на ПУ-46 и убедиться, что в показаниях ПКП-1 нет рассогласования. Если сигнализация не убирается, то необходимо повторно выполнить тест-контроль БКК.

Запрещается выруливание на исполнительный старт при горящих светосигнальных табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР» или «НЕТ КОНТР. АГ», при наличии бленкера «АГ» на лицевой части приборов ПКП-1 или АГР-72А.

При рулении самолета определить появление несигнализируемых отказов в авиагоризонтах очень трудно, поэтому экипаж должен во время поворотов самолета следить за изменением курса на указателях УШ-3, ПНП-1, ИКУ-1А и КИ-13. Несовпаде-

ние ритма изменений в показаниях курса свидетельствует о неисправностях в цепях питания гирокомпенсаторов.

Перед взлетом еще раз убедиться, что:

при вращении рукоятки ввода угла атаки на указателях ПКП-1 шкалы тангажа перемещаются;

риски на кремальере и корпусе указателей авиаагоризонтов совмещены;

показания АГР-72А и ПКП-1 первого и второго пилотов идентичны, а бленкеры «АГ» убранны.

Во время взлета, особенно перед входом в облачность и при полете ночью, экипаж обязан убедиться в нормальной работе авиаагоризонтов. Для этого на высоте 80—100 м необходимо произвести покачивание самолета с креном до $\pm 5^\circ$. При нормальной работе авиаагоризонтов указатели должны без запаздывания показывать изменение углов крена и тангажа самолета.

Отказ авиаагоризонта при видимости естественного горизонта обычно легко распознается экипажем и не приводит к тяжелым последствиям. Отказ авиаагоризонта в ночное время и в облаках, особенно при маневрировании, может создать угрозу потери пространственной ориентировки. Пилотирование в течение 5—10 с по отказавшему авиаагоризонту в случае накопления за это время опасной погрешности связано с возможностью возникновения неконтролируемого пилотом большого крена, потери высоты и выхода за пределы ограничения по скорости.

При пилотировании самолета первому и второму пилотам необходимо непрерывно контролировать правильность показаний авиаагоризонтов по показаниям дублирующих приборов ЭУП-53МК-500, ВАР-30, УВО-15М1, УС-Иб и др. Расхождение показаний авиаагоризонтов более чем на $\pm 2^\circ$ свидетельствует о несигнализируемом отказе одного из авиаагоризонтов. Эти отказы определяются сравнением показаний левого и правого ПКП-1 и указателя АГР-72А с индикацией ЭУП-53МК-500, ТКС-П2, ВАР-30.

При отказе двух ПКП-1 или одного ПКП-1 в сочетании с контрольной МГВ-1СК выпадают бленкеры «АГ» на ПКП-1 и загорается светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР». Необходимо вывести самолет в горизонтальный полет и выключить БКК-18 выключателем «ПИТАН. БКК». Если бленкеры «АГ» на ПКП-1 не убираются и не гаснет светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР», то данный прибор считается отказавшим. Если сигнализация убирается, то сопоставлением показаний ПКП-1, АГР-72А и ЭУП-53МК-500 определяют исправные приборы. Следует помнить, что уборка бленкера «АГ» с отказавшим ПКП-1 при выключении БКК-18 не означает исправности этого прибора.

Об отказе авиаагоризонтов доложить службе движения, запросить изменение эшелона с целью улучшения условий визуальной

ориентировки или разрешение на посадку на запасный аэродром с благоприятными погодными условиями.

При отказе трех генераторов авиаагоризонт АГР-72А с выключателем коррекции ВК-90 № 4, ЭУП-53МК-500, канал № 1 курсовой системы ТКС-П2, гировертикал МГВ-1СК контрольная питается от аварийных источников. Самолет пилотировать по АГР-72А, ЭУП-53МК-500, стрелке «К» УШ-3, ПНП-1 первого пилота, по стрелке радиокомпаса № 1 индикатора ИКУ-1А и механическим указателям ВМ-15, КУС-730/1100, МС-1, ВАР-30.

Одновременное выпадание бленкера «АГ» на обоих ПКП-1, загорание светосигнальных табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР» и «НЕТ КОНТР. АГ» свидетельствуют об отказе БКК-18. Необходимо перейти на пилотирование по АГР-72А, ЭУП-53МК-500 и выключить БКК-18. Если с приборами ПКП-1 бленкеры не убрались, считать приборы отказавшими. Если бленкеры убрались и погасло светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР», в показаниях ПКП-1, АГР-72А и ЭУП-53МК-500 нет рассогласований, то все приборы исправны.

1.17. СИСТЕМА СИГНАЛИЗАЦИИ ОПАСНОЙ СКОРОСТИ СБЛИЖЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ ССОС

Система ССОС предназначена для предупреждения экипажа об опасной скорости сближения с землей. При опасной скорости прерывисто звучит сирена, на приборных досках пилотов мигают светосигнальные табло «ОПАСНО, ЗЕМЛЯ» и выдается сигнал в МСРП-64-2.

В комплект ССОС входят вычислитель вертикальной скорости BBC, логический вычислитель ВЛ, монтажная рама, блок датчика линейных ускорений БДЛУ1-3 и щиток контроля, расположенный на пульте бортинженера.

Питание системы ССОС осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением 200/115 В 400 Гц и включается выключателем «РВ-5 № 1» на верхнем щитке пилотов. Время готовности системы ССОС к работе после включения питания не превышает 3 мин.

Принцип действия. В системе ССОС сигнал вертикальной скорости самолета вырабатывается тремя способами: барометрическим, инерциальным и радиотехническим.

Статическое давление P_{cr} подается на блок вычислителя вертикальной скорости (BBC), в котором формируется сигнал вертикальной барометрической скорости V_{yb} . Сигнал V_{yb} подается на фильтр Ф1 (рис. 13). На этот же фильтр подается сигнал вертикальной перегрузки n_y от датчика линейных ускорений БДЛУ1-3. Передаточная функция фильтра Ф1 выбрана из условия компенсации постоянных и медленно меняющихся ошибок,

содержащихся в сигнале перегрузки n_y , и компенсации ошибок в сигнале вертикальной барометрической скорости $V_{yБ}$, вносимых приемником статического давления. В итоге в фильтре Ф1 вырабатывается сигнал вертикальной баронерциальной скорости $V_{yБИ}$.

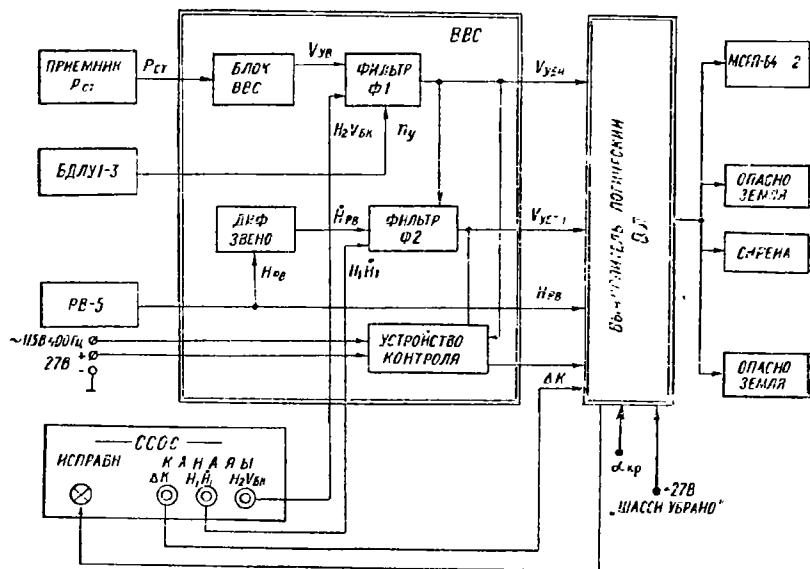


Рис. 13. Функциональная схема системы ССОС

Сигнал от радиовысотомера $H_{PБ}$ используется не только для информации об истинной высоте полета, но и для получения путем его дифференцирования сигнала скорости $\dot{H}_{PБ}$ изменения истинной высоты, который подается на фильтр Ф2. Для уменьшения уровня помех в сигнале $\dot{H}_{PБ}$, обусловленных наличием леса, оврагов и т. п., на фильтр Ф2 подается сигнал баронерциальной скорости $V_{yБИ}$. В итоге в фильтре Ф2 формируется сигнал вертикальной барорадионерциальной скорости $V_{yБИ}$. Следует иметь в виду, что сигнал $V_{yБИ}$ появляется как при снижении самолета, так и в горизонтальном полете вследствие изменения рельефа местности.

Система ССОС формирует сигнал предупреждения при следующих опасных ситуациях полета:

при взлете после уборки шасси на высотах от 50 до 250 м, если с вычислителя снимается сигнал, соответствующий скорости снижения более 1,6 м/с;

при снижении самолета в диапазоне истинных высот от 600 до 50 м, если вертикальная скорость снижения превышает значения, указанные на рис. 14;

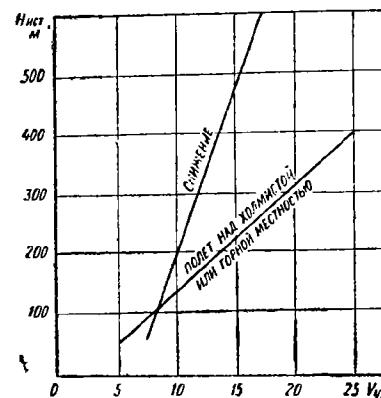


Рис. 14. Зоны включения сигнализации системы ССОС

в полете над холмистой (горной) местностью в диапазоне истинных высот от 400 до 50 м, если вертикальная скорость снижения с землей превышает значения, указанные на рис. 14; при снижении самолета с убранным шасси на высотах ниже 250 м.

Система ССОС имеет встроенный контроль. Устройство контроля контролирует исправность цепей питания, исправность ВВС по сигналам $V_{yБИ}$ и $V_{yБИ}$ и через логическое устройство выдает сигнал на светосигнализатор «ИСПРАВН», расположенный на щитке контроля. На щитке контроля расположены кнопка «ДК» для проверки исправности системы контроля, кнопка « H_1H_1 » для проверки канала $V_{yБИ}$ и кнопка « $H_2V_{yБИ}$ » для проверки канала $V_{yБИ}$.

Эксплуатация. Перед полетом:

убедиться, что АЗС «ССОС» на левой панели включены, включить выключатель «РВ-5 № 1», светосигнализатор «ИСПРАВН» на щитке контроля загорается;

проверить исправность системы ССОС поочередным нажатием кнопок «ДК», « H_1H_1 », и « $H_2V_{yБИ}$ » на щитке контроля, при этом каждый раз по истечении не более соответственно 5,25—30 и 25 с после нажатия очередной кнопки должны мигать светосигнальные табло «ОПАСНО, ЗЕМЛЯ» и прерывисто звучать сирена. (Одновременное включение кнопок встроенного контроля не допускается).

В полете при срабатывании ССОС необходимо:

1. На взлете после отрыва самолета и в наборе высоты до 250 м немедленно прекратить снижение и перевести самолет в набор высоты.
2. На снижении над равнинной местностью немедленно уменьшить вертикальную скорость до безопасного снижения.
3. В горизонтальном полете или на снижении над холмистой (горной) местностью энергично перевести самолет в набор высоты, а двигатели на взлетный режим, осуществляя контроль за режимом полета по АУАСП-12КРИ и не допуская выхода за допустимые значения перегрузки и угла атаки.
4. При выполнении предпосадочного маневра после выпуска шасси немедленно уменьшить вертикальную скорость снижения и проконтролировать правильность выдерживания заданного профиля снижения.

Примечание. При полете на малых высотах в болтанку, а также при подходе к аэродрому со сложным рельефом поверхности на посадочной прямой возможно кратковременное срабатывание сигнализации ССОС.

Глава 2

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ТОЧНОЙ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ ТКС-П2

2.1. НАЗНАЧЕНИЕ

Точная курсовая система ТКС-П2 предназначена для определения магнитного и ортодромического курсов самолета. При совместной работе с автоматическим радиокомпасом курсовая система позволяет определять пеленги радиостанции и самолета.

Значение курса индицируется на коррекционных механизмах КМ-5 и указателе штурмана УШ-3 из комплекта ТКС-П2, на приборах ПНП-1 из комплекта системы АБСУ-154-2 и индикаторах курсовых углов ИКУ-1А из комплекта аппаратуры «Курс МП-2».

Сигналы курса от ТКС-П2 выдаются в навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 для счисления координат самолета, в систему траекторного управления СТУ-154-2 для формирования команд на управление самолетом по крену, в систему автоматического управления САУ-154-2 для стабилизации курса самолета и в аппаратуру «Курс МП-2» для формирования сигналов азимута радиомаяков VOR.

2.2. КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ

В состав системы входят:

- индукционные датчики ИД-3 (в левой и правой консолях крыла, 2 шт.);
 - коррекционные механизмы КМ-5 (в кабине экипажа по правому борту, 2 шт.);
 - гироагрегаты ГА-3 основной и контрольный (в техотсеке);
 - блоки гиромагнитного курса БГМК-2 (в техотсеке, 2 шт.);
 - распределительные блоки РБ-2 (в техотсеке, 2 шт.);
 - указатель штурмана УШ-3 (на средней приборной доске пилотов);
 - блок дистанционной коррекции БДК-1 (на приборной доске второго пилота);
 - пульт управления ПУ-11 (на верхнем щитке пилотов).
- С комплектом системы используются девять выключателей на верхнем щитке пилотов: ТКС «ПИТАНИЕ № 1 и № 2», «ОБОГРЕВ ГА», «КОРРЕКЦИЯ БГМК-2 № 1 и № 2», «КУРС — ПНП ЛЕВ. И ПРАВ.» с положениями «ГПК—ГМК» и «СТАБИ-

ЛИЗАЦИЯ ГА ПО КРЕНУ ОСНОВ. И КОНТР—АРРЕТИРОВАНИЕ ГА».

Технические данные

Погрешность определения гиромагнитного курса	$\pm 1,5^\circ$
Погрешность выдачи ортодромического курса:	
в районе широт $\pm 20^\circ$ от места балансировки	$\pm 0,5^\circ$
в районе широт $\pm 90^\circ$ от места балансировки	$\pm 0,8^\circ$
Рабочие углы:	
по крену	$\pm 55^\circ$
по тангажу	$\pm 40^\circ$
Питание от сети напряжением:	
постоянного тока	27 В
переменного (400 Гц) тока	200/36 В
Время готовности к работе после включения питания в режиме гирополукомпаса не менее	10 мин

2.3. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Основным режимом работы ТКС-П2 является режим гирополукомпаса (ГПК). При этом оба гироагрегата ГА-3 (основной и контрольный) работают в режиме ГПК. Режим магнитной коррекции (МК) является вспомогательным и используется кратковременно (3—4 мин) для первоначальной выставки гироагрегатов по магнитному курсу и компенсации ухода главной оси гирокомпаса в азимуте.

В режиме МК принцип действия основан на использовании свойств двух чувствительных элементов: индукционного датчика ИД-3 и курсового гирокомпаса ГА-3. Индукционный датчик с достаточной точностью определяет направление горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли. Недостатком ИД-3 является высокая чувствительность к ускорениям, которая приводит к появлению ошибок в виде колебаний сигнала курса.

Гирокомпас, сохраняя положение главной оси вращения неизменным в пространстве, не реагирует на ускорения, сопровождающие полет самолета. Но главная ось гирокомпаса «уходит» от меридиана коррекции из-за суточного вращения Земли, из-за трения в осях и неточности балансировки. При совместной работе индукционного датчика и курсового гирокомпаса недостатки чувствительных элементов взаимно компенсируются.

В режиме ГПК используется один чувствительный элемент — курсовой гирокомпас, у которого главная ось вращения и ось внутренней рамы расположены горизонтально и произвольно относительно осей самолета, а ось внешней рамы является курсовой осью и расположена вертикально.

Для выдачи сигнала курса используется сельсин-датчик, ротор которого укреплен на курсовой оси, а статор — на следящей раме. Первоначальная выставка и корректировка курса осуществляются двигателем, который разворачивает статор сельсина относительно ротора до значения текущего курса. Сигналы на двигатель подаются в режиме МК от ИД-3 через КМ-5, а в режиме ГПК от задатчика курса на пульте управления ПУ-11.

С сельсин-датчика сигнал курса подается на потребители. В режиме ГПК с течением времени накапливается ошибка из-за ухода главной оси гирокомпаса в азимуте.

Для компенсации ухода применена азимутальная коррекция, состоящая из электрического моста, образованного широтным и поправочным потенциометрами пульта управления ПУ-11, усилителя УШК и двигателя, который со скоростью ухода главной оси гирокомпаса в азимуте вслед за ротором поворачивает статор сельсин-датчика. Взаимное положение ротора и статора сельсин-датчика не изменяется, и ошибки гирокомпаса на потребители не выдаются.

2.4. УСТРОЙСТВО АГРЕГАТОВ

Индукционный датчик ИД-3 определяет направление горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли и служит для коррекции гироагрегата ГА-3 в азимуте при работе ТКС-П2 в режиме МК, а также выдает значение магнитного курса в блок БГМК-2 при работе ТКС-П2 в режиме ГПК.

Чувствительным элементом ИД-3 являются три магнитные зонды. Благодаря обмоткам возбуждения магнитный поток Земли, проходя через стержни зондов, пульсирует и наводит ЭДС в сигнальной обмотке, величина которой пропорциональна магнитному курсу самолета.

Коррекционный механизм КМ-5 служит для:
связи индукционного датчика ИД-3 с гироагрегатом ГА-3 при работе ТКС-П2 в режиме МК;

связи индукционного датчика ИД-3 с блоком БГМК-2 при работе ТКС-П2 в режиме ГПК;

уменьшения магнитной девиации и погрешностей следящих систем;

ввода магнитного склонения или общей поправки;
индикации компасного курса.

В КМ-5 сельсин-приемник СП1 образует следящую систему с ИД-3 (рис. 15).

При включении питания сигнал с ИД-3 подается на сельсин-приемник СП1 коррекционного механизма КМ-5. Сигнал рассогласования с ротора СП1 через усилитель УКМ идет на двигатель Д, который отрабатывает стрелку компасного курса и ротор СП1 до согласования. Одновременно через лекальное устройство

ЛУ, уменьшающее магнитную девиацию и погрешности следящих систем, сельсин-приемник СП2 КМ-5 ориентируется по магнитному курсу. Компасный курс индицируется с помощью стрелки по шкале от 0 до 360°. Склонение вводится с помощью кремальеры, связанной со статором сельсин-приемника СП1 и с индексом, который показывает величину введенного склонения по шкале от 0 до $\pm 180^\circ$.

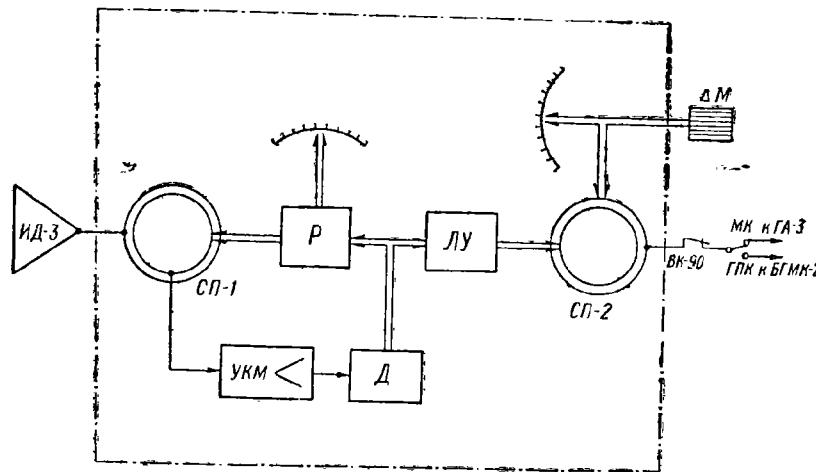


Рис. 15. Функциональная схема коррекционного механизма КМ-5

Гироагрегат ГА-3 служит для осреднения сигнала магнитного курса, снимаемого с ИД-3, а также для работы в качестве гирополукомпаса. Гироагрегат имеет семь основных узлов:

1. Гироузел представляет собой асинхронный двигатель с питанием от сети 36 В 400 Гц и частотой вращения 22 000—22 500 об/мин. Кожух гиромотора (внутренняя рама) укреплен по оси YY во внешней раме, которая по оси ZZ крепится в следящей раме (рис. 16).

2. Узел вращающихся подшипников служит для уменьшения ухода главной оси гироскопа XX в азимуте из-за моментов трения по оси YY внутренней рамы. Подшипники по оси YY двухрядные и их средние обоймы непрерывно вращаются с помощью двух двигателей. Третий двигатель вращает кулачки, которые через каждые 55 с замыкают контакты и реверсируют двигатели, которые вращают обоймы подшипников.

3. Узел следящей рамы (рамы крена) служит для удержания оси ZZ внешней рамы гироскопа по вертикали при кренах самолета, благодаря чему устраняется карданская погрешность гироагрегата ГА-3. Ось вращения следящей рамы расположена по продольной оси самолета. На этой оси укреплен двигатель D2 и сельсин-приемник СП, который связан с гировертикалью

(МГВ-1СК № 3 для ГА-3 основного и МГВ-1СК № 2 для ГА-3 контрольного). Если при крене самолета вместе с корпусом ГА-3 наклонится ось ZZ, то следящая система рассогласуется, и сигнал с ротора СП через усилитель УВР поступает на двигатель D2, который развернет следящую раму и установит ось ZZ по вертикали.

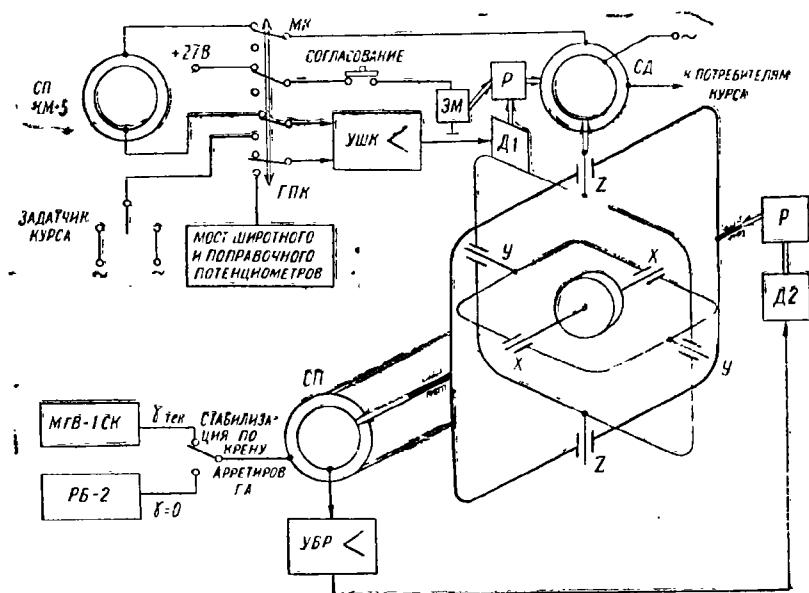


Рис. 16. Функциональная схема гироагрегата ГА-3

Если откажет МГВ-1СК или следящая система, осуществляющая связь ГА-3 с МГВ-1СК, и произойдет завал следящей рамы, то сельсин-приемник СП можно подключить к делителю напряжения на резисторах, который расположен в блоке РБ-2 и выдает сигнал нулевого крена самолета. Переключение для ГА-3 основного или контрольного осуществляется переключением переключателей на верхнем электрощитке пилотов из положения «СТАБИЛИЗ. ГА ПО КРЕНУ» в положение «АРРЕТИРОВАНИЕ ГА». Следящая рама артикулируется, и при крене ось ZZ крениится вместе с самолетом. При разворотах самолета с креном появляется карданская погрешность, но гироагрегат остается работоспособным.

4. Сельсин-датчик курса СД двухканальный, его ротор укреплен на оси ZZ, а статор — на следящей раме и через редуктор Р связан с двигателем D1. На двигатель D1 через усилитель УШК идут сигналы: от сельсин-приемника СП2 КМ-5 (при работе ТКС-П2 в режиме МК), от задатчика курса на пульте управле-

ния ПУ-11 (при выставке курса в режиме ГПК), с моста широтного и поправочного потенциометров (при работе ТКС-П2 в режиме ГПК).

На редукторе двигателя Д2 укреплен электромагнит, который срабатывает при нажатии кнопки «СОГЛАСОВАНИЕ» на ПУ-11 и увеличивает скорость отработки статора СД с 2—5°/мин, о 8—20%.

5. Узел горизонтальной коррекции служит для удержания главной оси XX гироскопа параллельно плоскости горизонта, т. е. компенсирует «уход» оси XX от плоскости горизонта из-за каждого движения, трения в осях и неточности балансировки гирузла. Узел состоит из дифференциального конденсатора-маятника, усилителя и двигателя, связанного с осью ZZ. При отклонении оси XX от плоскости горизонта изменяется соотношение емкостей дифференциального конденсатора и выдается сигнал на двигатель, который прикладывает момент вокруг оси ZZ. Гироскоп под действием гироскопического момента прецессирует вокруг оси YY до совпадения оси XX с плоскостью горизонта. Для ликвидации погрешности в работе коррекции на разворотах она отключается по сигналам от ВК-90.

6. Узел сигнализации завалов состоит из микровыключателей, которые срабатывают при завалах внутренней рамы или рамы крана и выдают сигнал отказа: загорается светосигнализатор «ОТКАЗ 0» или «ОТКАЗ К» на пульте управления ПУ-11, светосигнальное табло «ОТКАЗ ГА ОСН» или «ОТКАЗ ГА КОНТР на средней приборной доске пилотов, выпадает блок «КС» на приборе ПНП-1 левом или правом.

7. Узел обогрева состоит из четырех термопатронов и биметаллического реле, которое включает термопатроны при понижении температуры в корпусе ГА-3. Включается обогрев выключателем «ОБОГРЕВ ГА» на верхнем электрошлюзе пилотов.

Блок гиromагнитного курса БГМК-2 служит для формирования и выдачи потребителям сигнала гиromагнитного курса при работе ТКС-П2 в режиме ГПК.

Блок БГМК-2 имеет сельсин-приемник СП1 (рис. 17) и два сельсин-датчика СД1 и СД2. Сельсин-приемник СП-1 соединен с сельсин-датчиком СД гироагрегата ГА-3. Сигнал рассогласования с ротором СП1 через усилитель У1 подается на двигатель Д1, который разворачивает ротор СП1 до согласования и ориентирует по гироскопическому курсу роторы СД1 и СД2. Со статора СД1 по выходу «ГПК» на потребители выдается значение ортодромического курса.

Статор СД2 при работе ТКС в режиме ГПК соединен со статором СП2 коррекционного механизма КМ-5. Сигнал рассогласования с ротором СП2 через усилитель У2 подается на двигатель Д2, который через редуктор Р2 с электромагнитом ЭМ разворачивает статор СД2 до согласования и ориентирует его по магнитному курсу.

Таким образом, при работе ТКС-П2 в режиме ГПК ротор СД2 в БГМК-2 ориентируется по гироскопическому курсу, а статор — по магнитному курсу. В итоге со статора СД2 на потребители снимается гиromагнитный курс ГМК, т. е. магнитный курс, выработанный с помощью ИД-3 и осредненный гироскопом. Для быстрого согласования следящей системы СП2 КМ-5 — СД2 БГМК-2 имеется электромагнит, который срабатывает в режиме ГПК при нажатии кнопки «СОГЛАСОВАНИЕ» на пульте управления ПУ-11.

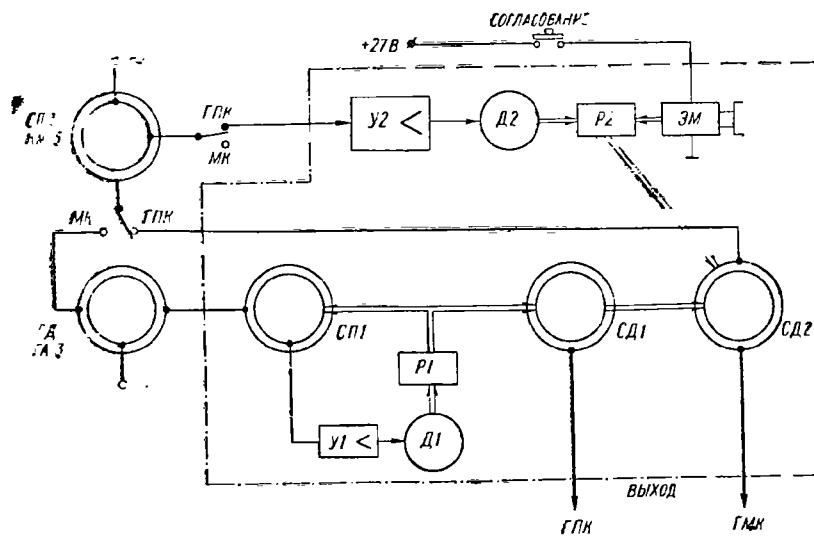


Рис. 17. Функциональная схема блока БГМК-2

При работе ТКС-П2 в режиме МК гиromагнитный курс вырабатывается непосредственно в гироагрегате ГА-3, отрабатывается следящей системой СД ГА-3 — СП1 БГМК-2 и выдается на потребители с сельсин-датчика СД-1 блока БГМК-2 по выходу «ГПК».

Указатель штурмана УШ-3 предназначен для индикации курса треугольным индексом и стрелкой «К», формирования и индикации текущего путевого угла стрелкой «ПУ», индикации угла сноса УС, равного разности показаний стрелок «К» и «ПУ».

Треугольный индекс УШ-3 индицирует значение курса, выработанного в контрольном гироагрегате ГА-3 и передаваемого на УШ-3 с помощью следящей системы на сельсин-датчике контрольного ГА-3 и сельсин-приемнике СП1 УШ-3 (рис. 18).

Стрелка «К» индицирует значение курса, выработанного в основном гироагрегате ГА-3 и передаваемого на УШ-3 с помощью

следящей системы на сельсин-датчике ГА-3 основного и сельсин-приемнике СП2 УШ-3. Двигатель Д2, согласуя следящую систему и отрабатывая стрелку «К», разворачивает одновременно на значение курса статор сельсин-приемника СП3. Сельсин-приемник СП3 образует следящую систему с сельсин-датчиком угла сноса УС измерителя ДИСС-013 и на нем, как на электромеханическом дифференциале, вычисляется значение ПУ = К ± УС, которое индицируется стрелкой «ПУ».

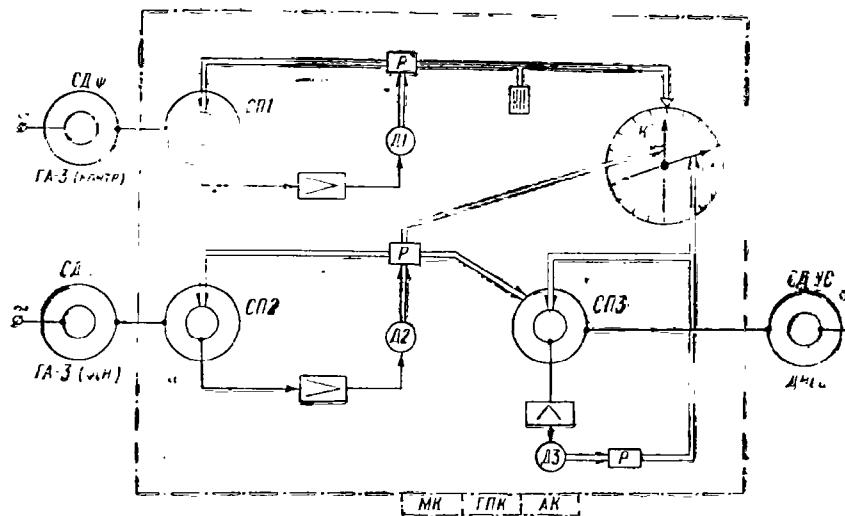


Рис. 18. Функциональная схема указателя штурмана УШ-3

На лицевой части УШ-3 имеются светосигнальные табло «МК», «ГПК» и «АК» для сигнализации режима работы системы ТКС-П2 (режим «АК» не задействован) и кремальера. При повороте кремальеры отклоняется треугольный индекс, при отпускании кремальеры индекс возвращается в исходное положение.

Блок дистанционной коррекции БДК-1 предназначен для ручного ввода поправки в сигнал текущего курса, поступающего в навигационный вычислитель НВУ-Б3 от курсовой системы ТКС-П2. Блок БДК-1 используется только в случае отсутствия возможности произвести коррекцию счисленных НВУ-Б3 координат самолета по данным системы РСБН-2СА. Для коррекции ортодромического курса нужно определить по карте линейное боковое уклонение ЛБУ как разность фактической и счисленной НВУ-Б3 боковой координаты и пройденное расстояние S, затем вычислить поправку:

$$\Delta K = \arctg \frac{ЛБУ}{S}.$$

Поправка вводится с помощью кремальеры. Значение введенной поправки индицируется:

малой стрелкой по шкале от 0 до $\pm 170^\circ$ с ценой деления 10° ; большой стрелкой по шкале от 0 до $\pm 10^\circ$ с ценой деления $2'$.

Пульт управления ПУ-11 предназначен для управления курсовой системой и сигнализации завалов гироагрегатов (рис. 19).

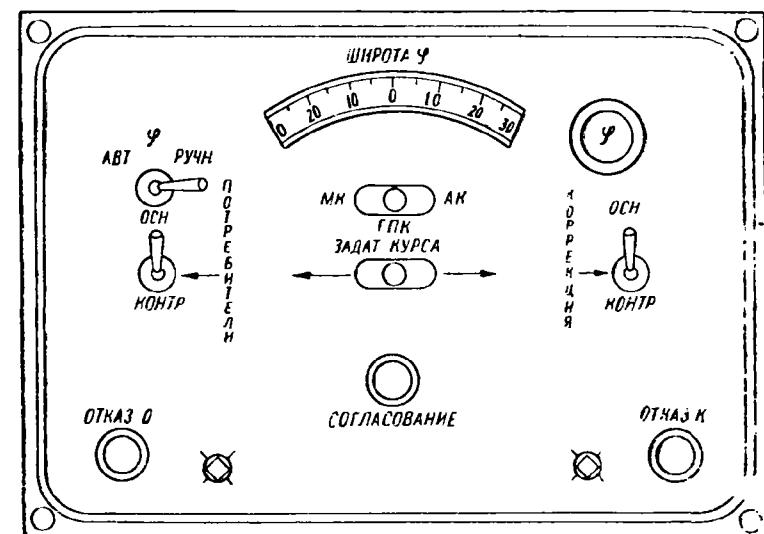


Рис. 19. Пульт управления ПУ-11

Пульт управления обеспечивает:

1. Выбор режима работы широтной коррекции гироагрегатов переключателем «АВТ—РУЧН». Положение «АВТ» не задействовано. В положении «РУЧН» сигнал широтной коррекции снимается с синусного потенциометра, связанного с рукояткой ввода широты φ и со шкалой с надписью «С—Ю» и делениями от 0 до $\pm 90^\circ$.

2. Выбор режима работы переключателем «МК—ГПК—АК». Режим «АК» не задействован.

3. Переключение потребителей курса на основной или контрольный гироагрегат переключателем «ПОТРЕБИТЕЛИ».

4. Коммутирование прохождения сигналов коррекции в режимах МК и ГПК на основной или контрольный гироагрегат переключателем «КОРРЕКЦИЯ».

5. Выставку гироагрегатов в режиме ГПК нажимным переключателем «ЗАДАТЧ. КУРСА».

6. Включение большой скорости согласования гироагрегатов при работе системы в режиме МК кнопкой «СОГЛАСОВАНИЕ». В режиме ГПК эта кнопка подключена к блокам БГМК-2.

7. Сигнализацию завалов гироагрегатов светосигнализаторами «ОТКАЗ 0» и «ОТКАЗ К».

2.5. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА ТКС-П2

В полете переключатель режимов «МК—ГПК—АК» на пульте управления ПУ-11, как правило, находится в положении «ГПК», переключатель «ПОТРЕБИТЕЛИ» — в положении «ОСН», переключатель «КОРРЕКЦИЯ» — в положении «КОНТР». Выключатели «КОРРЕКЦИЯ БГМК-2 № 1 и № 2» на верхнем электрощитке пилотов включены.

Оба гироагрегата ГА-3 работают в режиме ГПК. Сигнал ортодромического курса от основного гироагрегата ГА-3 подается на стрелку «К» указателя УШ-3 и на блок БГМК-2 № 1. Сигнал гиромагнитного курса от БГМК-2 № 1 подается на ИКУ-1А второго пилота. На ПНП-1 первого пилота от БГМК-2 № 1 подается сигнал ортодромического или гиромагнитного курса в зависимости от положения переключателя «КУРС ПНП ЛЕВ» (рис. 20).

Сигнал ортодромического курса от контрольного гироагрегата ГА-3 подается на управление треугольным индексом указателя

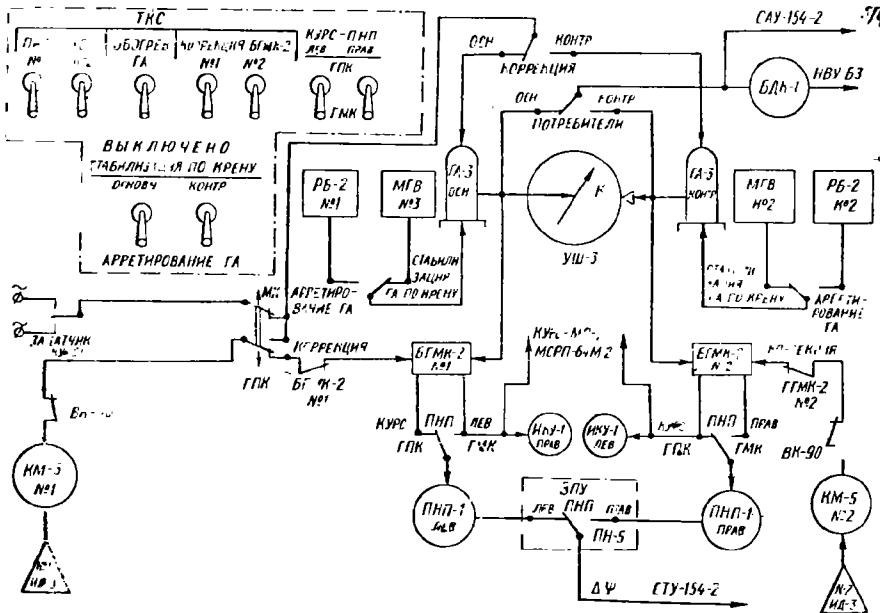


Рис. 20. Функциональная схема ТКС-П2

УШ-3 и на блок БГМК-2 № 2. Сигнал гиромагнитного курса от БГМК-2 № 2 подается на ИКУ-1А первого пилота. На ПНП-1 второго пилота подается сигнал ортодромического или гиромагнитного курса в зависимости от положения переключателя «КУРС — ПНП ПРАВ».

В систему САУ-154-2 и через блок БДК-1 в НВУ-Б3 подается ортодромический курс от основного или контрольного гироагрегата ГА-3 в зависимости от положения переключателя «ПОТРЕБИТЕЛИ» на пульте управления ПУ-11.

Режим МК является вспомогательным и служит для первоначальной выставки гироагрегатов по магнитному курсу. При этом основной и контрольный гироагрегаты ГА-3 по магнитному курсу выставляются по сигналам от ИД-3 № 1.

Выключатели «КОРРЕКЦИЯ БГМК-2 № 1 и № 2» предназначены для отключения сигналов магнитного курса, подаваемых от ИД-3 на блоки БГМК-2. Данные выключатели необходимо выключать при:

взлете и посадке, когда ИД-3 работает неустойчиво;
полете на малой высоте над районами магнитных аномалий;
сильной болтанке;
включении противообледенителей предкрылков.

Для управления следящей рамой гироагрегаты получают сигналы крена от МГВ-1СК. При отказе МГВ-1СК № 3 или 2 необходимо переключатель на верхнем электрощитке пилотов для ГА-3 основного или контрольного из положения «СТАБИЛИЗ. ГА ПО КРЕНУ» переключить в положение «АРРЕТИРОВАНИЕ ГА». При этом следящая рама гироагрегата арретируется по сигналу нулевого крена от распределительного блока РБ-2.

2.6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ТКС-П2

Перед включением питания на пульте управления ПУ-11 установить переключатель «ПОТРЕБИТЕЛИ» в положение «ОСН», переключатель «КОРРЕКЦИЯ» в положение «ОСН», переключатель «АВТ—РУЧН» в положение «РУЧН», шкалу поставить на значение широты аэродрома вылета.

Автоматы защиты сети «ТКС № 1» на левой и «ТКС № 2» на правой панелях должны быть включены. На верхнем электрощитке пилотов включить выключатели: «ПИТАНИЕ ТКС № 1 и № 2», «ОБОГРЕВ ГА», «КОРРЕКЦИЯ БГМК-2 № 1 и № 2», переключатели «КУРС—ПНП ЛЕВ., ПРАВ» установить в положение «ГПК», переключатели арретирования поставить в положение «СТАБИЛИЗ. ГА ПО КРЕНУ».

Одновременно на верхнем электрощитке пилотов включить выключатели «ПКП ЛЕВ», «ПКП ПРАВ» и «МГВ КОНТР» для обеспечения работы выключателей коррекции ВК-90 и систем следящих рам гироагрегатов. Через 3 мин после включения питания одновременным нажатием двух кнопок «АРРЕТИР» на

пульте управления ПУ-46 произвести выставку МГВ-1СК по вертикали и проконтролировать исправность МГВ-1СК по указателям ПНП-1.

Проверить работу ТКС-П2 в режиме ГПК. Для этого на пульте управления ПУ-11 переключатель режимов установить в положение «ГПК», нажать переключатель «ЗАДАТЧИК КУРСА» влево, затем вправо, при этом показания стрелки «К» УШ-3 и шкалы ПНП-1 первого пилота соответственно уменьшаются или увеличиваются. Переключатель «КОРРЕКЦИЯ» установить в положение «КОНТР» и переключателем «ЗАДАТЧИК КУРСА» проверить отработку индекса на УШ-3 и шкалы ПНП-1 второго пилота.

Проверить работу ТКС-П2 в режиме МК. Стрелки БДК-1 и индексы магнитного склонения КМ-5 № 1 и № 2 установить на нуль. Переключатель режимов установить в положение «МК», переключатель «КОРРЕКЦИЯ» в положение «ОСН», переключатели «КУРС—ПНП ЛЕВ. И ПРАВ» установить в положение «ГМК» и нажать кнопку «СОГЛАСОВАНИЕ». Показания стрелки «К» УШ-3 согласуются с показанием КМ-5 № 1. Переключатель «КОРРЕКЦИЯ» установить в положение «КОНТР» и нажать кнопку «СОГЛАСОВАНИЕ». Показания треугольного индекса УШ-3 согласуются с показанием КМ-5 № 1.

Согласование гироагрегатов в режиме МК при проверке ТКС-П2 является одновременно и предварительной начальной выставкой гироагрегатов.

Переключатель режимов установить в положение «ГПК» и нажать кнопку «СОГЛАСОВАНИЕ». Включается большая скорость отработки следящих систем в блоках БГМК-2. Показания ПНП-1 первого пилота и ИКУ-1А второго пилота согласуются с показаниями КМ-5 № 1, а показания ПНП-1 второго пилота и ИКУ-1А первого пилота согласуются с показаниями КМ-5 № 2.

После выставки гироагрегатов по магнитному курсу показания стрелки «К» и треугольного индекса УШ-3, обоих ПНП-1 и ИКУ-1А, КМ-5 № 1 и КМ-5 № 2 должны быть одинаковыми и соответствовать стояночному курсу самолета.

На исполнительном старте установить самолет по продольной оси ВПП и произвести окончательную выставку гироагрегатов. Для этого переключатель «КОРРЕКЦИЯ» установить в положение «КОНТР», переключатели «КУРС—ПНП ЛЕВ. И ПРАВ» в положение «ГПК».

Переключателем «ЗАДАТЧИК КУРСА» на ПУ-11 шкалу ПНП-1 первого пилота и треугольный индекс на УШ-3 установить на значение ЗМПУ. Переключатель «КОРРЕКЦИЯ» установить в положение «ОСН» и задатчиком курса совместить стрелку К с треугольным индексом УШ-3. Установить переключатели «КУРС—ПНП ЛЕВ. И ПРАВ» в положение «ГМК». На приборах ПНП-1 и ИКУ-1А обоих пилотов и УШ-3 должно индицироваться значение ЗМПУ взлетно-посадочной полосы.

Перед взлетом установить переключатели «КУРС—ПНП ЛЕВ. И ПРАВ» в положение «ГПК», переключатель «КОРРЕКЦИЯ» в положение «КОНТР», коррекцию БГМК № 1 и 2 выключить.

В полете по маршруту включить коррекцию БГМК № 1 и 2. Периодически через 1° изменения устанавливать на ПУ-11 значение широты пролетаемой местности. Работу гироагрегатов и правильность выдерживания ортодромического курса контролировать по показаниям стрелки «К» и треугольного индекса УШ-3. При нормальной работе гироагрегатов показания стрелки «К» и треугольного индекса должны быть одинаковыми, совпадать с показаниями приборов ПНП-1 обоих пилотов и отличаться от показаний ИКУ-1А на величину общей поправки, равной углу схождения географических меридианов и разности магнитного склонения точки начальной выставки гироагрегатов и пролетаемой точки.

При расхождении показаний УШ-3 и ИКУ-1А с учетом общей поправки на величину более 3° необходимо произвести коррекцию ТКС-П2.

Правильность выдачи сигналов гиромагнитного курса блоками БГМК-2 № 1 и 2 контролировать по показаниям ИКУ-1А обоих пилотов и КМ-5 № 1 и 2 соответственно. На высоте эшелона или при снижении до начала предпосадочного маневра выставить гироагрегаты по магнитному меридиану посадки.

Возможные неисправности и отказы системы ТКС-П2 указаны в табл. 2.

При обесточивании сети самолета канал ТКС-П2 № 1 автоматически подключается к аварийной шине. Показания ортодромического курса индицируются на ПНП-1 первого пилота и стрелке «К» на УШ-3.

Таблица 2

Внешние проявления	Неисправность	Работа с системой
На ПУ-11 загорелся светосигнализатор «ОТКАЗ О», на средней приборной доске загорелось светосигнальное табло «ОТКАЗ ГА ОСН», на левом ПНП-1 выпал блокер «КС»	Отказ основного гироагрегата	Установить выключатель «СТАБИЛИЗ. ГА ПО КРЕНУ ОСН» в положение «АРРЕТИРОВАНИЕ ГА». Выключить на 1—2 с и включить АЗС «ТКС № 1» на левой панели АЗС. Если сигнализация отказа основного гироагрегата погасла, то продолжать нормальную эксплуатацию системы. Если сигнализация не снялась, то переключатель «ПОТРЕБИТЕЛЬ» установить в положение «КОНТР» и прекратить использование показаний курса на ПНП-1 первого пилота, ИКУ-1А второго пилота и стрелки «К» на УШ-3

Внешние проявления	Неисправность	Работа с системой
На ПУ-11 загорелся светосигнализатор «ОТКАЗ К», на средней приборной доске загорелись светосигнальные табло «ОТКАЗ ГА КОНТР», на ПНП-1 второго пилота выпал бленкер «КС»	Отказ контрольного гироагрегата	Установить выключатель «СТАБИЛИЗ. ГА ПО КРЕНУ КОНТР» в положение «АРРЕТИРОВАНИЕ ГА». Выключить на 1—2 с и включить АЗС ТКС № 2 на правой панели АЗС. Если сигнализация снялась, то продолжать нормальную эксплуатацию системы. Если сигнализация не снялась, то не пользоваться показаниями курса ПНП-1 второго пилота, ИКУ-1А первого пилота и треугольным индексом УШ-3
На ПУ-11 загорелись светосигнализаторы «ОТКАЗ 0» и «ОТКАЗ К», на средней приборной доске — светосигнальные табло «ОТКАЗ ГА ОСН» и «ОТКАЗ ГА КОНГ», на обоих ПНП-1 выпали бленкеры «КС»	Отказ основного и контрольного гироагрегатов	Выполнить действия, перечисленные при отказах основного и контрольного гироагрегатов. Если работоспособность гироагрегатов не восстанавливается, то выключить выключатель «СЕТЬ» на пульте управления В-51 и не пользоваться НВУ-Б3. Самолетовождение осуществлять с использованием АРК-15, «ГРОЗА-154», КМ-5 и КИ-13.
Показания курса на ИКУ-1А обоих пилотов и показания КМ-5 неустойчивые и неправильные в горизонтальном установленвшемся полете	Отказ ИД-3 № 1 и ИД-3 № 2 или КМ-5 № 1 и КМ-5 № 2	Показания курса на ИКУ-1А не использовать. Самолетовождение осуществлять по УШ-3 и ПНП-1 обоих пилотов при положении переключателей «КУРС—ПНП ЛЕВ. и ПРАВ» на «ГПК»
Показания курса на ИКУ-1А и ПНП-1 отличаются от показаний КМ-5 № 1 или № 2 и не согласуются при нажатии кнопки «СОГЛАСОВАНИЕ»	Отказ БГМК-2 № 1 или БГМК-2 № 2	Показания курса на приборах ИКУ-1А ПНП-1 обоих пилотов не использовать. Самолетовождение осуществлять по УШ-3, АРК-15, «Гроза-154», КМ-5 № 1, КМ-5 № 2

Глава 3 ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАВИГАЦИОННОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА НВУ-Б3

3.1. НАЗНАЧЕНИЕ

Навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 предназначено для непрерывного автоматического счисления текущих координат местонахождения самолета в частноортодромической системе координат.

Ортодромическая система координат, как и географическая, является прямоугольной, но развернута относительно географической системы так, что условный север совпадает с направлением заданной линии пути (ЗЛП), а условный восток является координатой бокового отклонения от ЗЛП. Угол, на который ортодромическая система координат развернута относительно географической, называется углом карты УК, который равен заданному путевому углу ЗПУ. Используя ортодромическую систему координат, устройство НВУ-Б3 вычисляет пройденный путь S и боковое отклонение Z от ортодромии (рис. 21).

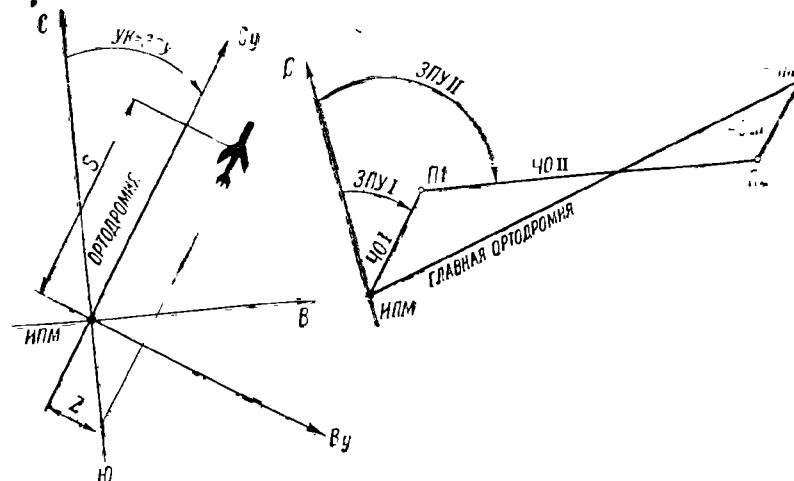


Рис. 21. К назначению и принципу действия НВУ-Б3

Навигационное вычислительное устройство НВУ-Б3 решает следующие задачи:

1. Автоматически определяет координаты местонахождения самолета методом счисления пути. Счисление производится по данным ДИСС-013 и курсовой системы ТКС-П2 (подрежим «РАБОТА») или по данным СВС-ПН-15-14 и запомненным или введенным вручную параметрам ветра (подрежим «ПАМЯТЬ»).

2. Преобразует текущие координаты самолета в координаты, вычисленные в системе отсчета следующей частной ортодромии, что избавляет экипаж от перенастройки НВУ-Б3 при переходе с одной частной ортодромии (ЧО) на другую.

3. Автоматически корректирует счисленные координаты самолета по данным системы РСБН-2СА.

4. Формирует управляющие сигналы и выдает их в САУ-154-2 системы АБСУ-154-2 (выдаются сигналы бокового отклонения от ортодромии Z и производная pZ — скорость ухода самолета от ЗЛП).

5. Индицирует местонахождение самолета на картографическом планшете.

3.2. КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ

В состав НВУ-Б3 входят:

задатчик угла карты Б-8М;

задатчик путевых углов В-140;

индикаторы — задатчики координат В-52 (2 шт.);

пульт управления В-51;

блок отработки параметров ветра В-57;

переходная рама В-42, на которой размещены блок усиления и питания индикатора планшета БУП-3 и блок питания вычислителей В-41;

переходная рама В-55, на которой размещены: блок усиления В-39, блок преобразования В-53, блок построения навигационного треугольника скоростей В-54, два блока импульсной раскладки В-56 (вычислителя);

фильтр по переменному току В-31М;

фильтр по постоянному току В-34;

автоматический планшет ПА-3, в который входят: индикатор планшета ИП-3, блок усиления питания БУП-3 и футляр с катушкой.

Блоки Б-8М, В-140, В-51, В-52 и В-57 размещены на среднем пульте пилотов. Индикатор планшета ИП-3 установлен на средней приборной доске пилотов. Рамы В-42 (с блоками В-41 и БУП-3) и В-55 (с блоками В-39, В-53, В-54, В-56), фильтры В-31М и В-34 установлены в первом техотсеке.

Технические данные

Диапазон изменения навигационных параметров:

курс	0—360°
воздушная скорость	200—1200 км/ч
путь	200—1300 км/ч
угол сноса	от —30° до +30°
расстояние ветра	0—360°
скорость ветра	0—300 км/ч

В устройстве предусмотрено программирование текущих координат самолета:

вдоль маршрута	0—950 км
перпендикулярно к оси маршрута	±500 км
угла путевого угла	0—360°
границы линейного упреждения разворотом	5—25 км
текущее расхождение показаний между счисленными координатами, индицируемыми цифровыми и визиром на планшете:	

на маршруте, не более	±4 км
в районе аэродрома, не более	±1 км
Максимальная инструментальная погрешность счисления пути не превышает:	
при работе с ДИСС-013 в диапазоне скоростей 700—1100 км/ч и угле сноса ±20°	+1% от пройденного пути
в подрежиме «ПАМЯТЬ» в диапазоне скоростей 500—1100 км/ч и угле сноса ±20°	±2,2% от пройденного пути

Максимальная инструментальная погрешность приведения координат текущей частной ортодромии в координаты следующей частной ортодромии, не более	
Мощность потребляемая от бортсети самолета:	
от переменному току 36 В 400 Гц, не более	300 ВА
от постоянному току 27 В, не более	400 Вт

3.3. ОСОБЕННОСТИ УСТРОЙСТВА БЛОКОВ

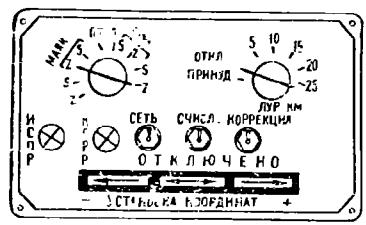
На пульте управления В-51 (рис. 22) расположены: выключатель питания НВУ-Б3 «СЕТЬ»;

светосигнализатор «ИСПРАВНОСТЬ», сигнализирующий о наличии напряжения питания и исправности вычислителей В-56; выключатель режима счисления координат «СЧИСЛ» (счисление);

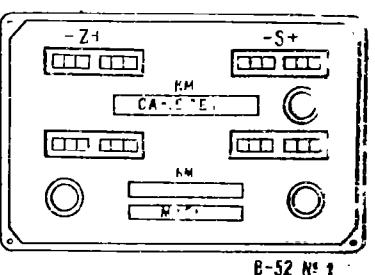
выключатель режима коррекции координат «КОРРЕКЦИЯ»; светосигнализатор «КОРРЕКЦИЯ», сигнализирующий о включении режима коррекции координат;

переключатель установки координат на счетчиках блоков В-52 № 1 и В-52 № 2 с фиксированными положениями «ОТКЛ.— $S-Z_1-S_4-Z_4-S-Z$ »;

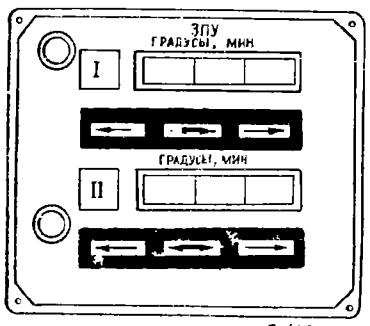
переключатель установки расчетных значений ЛУР с фиксированными положениями «ПРИНУД—ОТКЛ.—5—10—15—20—25 км»; кнопки «УСТАНОВКИ КООРДИНАТ».



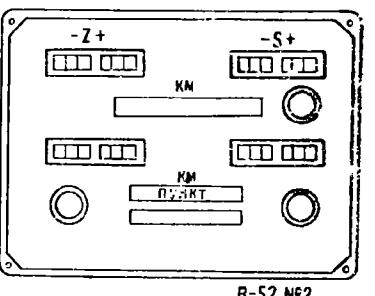
B-51



B-52 № 1



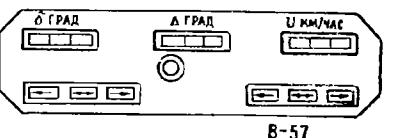
B-140



B-52 № 2



B-8М



B-57

Рис. 22. Блоки навигационного вычислительного устройства НВУ-Б3

На индикаторах-задатчиках координат В-52 расположены счетчики: текущих координат «САМОЛЕТ», координат радиомаяка относительно текущей ЧО «МАЯК» или координат пункта опорной ЧО «ПУНКТ».

На задатчике путевых углов В-140 расположены два счетчика I, II «Градусы, мин» и кнопки, которые служат для установки ЗПУ нечетных и четных ЧО.

С помощью рукоятки на задатчике угла карты Б-8М устанавливается угол карты, заключенный между северным направлением истинного меридиана и направлением частной ортодромии. На индикаторе планшета расположены:

- переключатель «АЭРОДРОМ—МАРШ» для переключения масштабов карты;
- светосигнализатор $Z_{\text{маc}}$, сигнализирующий о крайнем положении визира;
- кнопки управления, с помощью которых карта и визир перемещаются в направлениях, указанных стрелками;
- ручка начальной выставки карты (под крышкой), с помощью которой положение карты согласуется с положением шкалы сельсин-приемника.

На лицевой панели блока отработки параметров ветра В-57 расположены кнопки и счетчик « $b_{\text{граz}}$ » установки и отсчета направления ветра, ручка и шкала « $\Delta_{\text{граz}}$ » выставки угла схождения меридианов, кнопки и счетчик « $U_{\text{км/ч}}$ » установки и отсчета скорости ветра.

3.4. ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Как правило, частная ортодромия — это заданная линия пути, которая характеризуется заданным путевым углом, рассчитанным заранее и установленным с помощью трех кнопок на блоке В-140.

При нажатии левой кнопки включается малая скорость, и барабанчики счетчика поворачиваются в сторону уменьшения показаний. Если нажать две кнопки, то включается большая скорость. При нажатии правой кнопки происходит реверс.

После ввода ЗПУ на блоке В-140 необходимо с помощью кнопок на пульте управления В-51 установить на индикаторном блоке В-52 значение $Z=0$ и значение $-S$, равное длине первой частной ортодромии.

На пульте управления В-51 включить выключатель «СЧИСЛЕНИЕ». Если ЧО1 совпадает с осью ВПП, то счисление можно включить на земле, а если не совпадает, то после взлета и выхода на ЗПП. Значение $-S$ на индикаторном блоке В-52 начинает уменьшаться, и счетчик показывает расстояние до первого поворотного пункта. Если есть боковое отклонение, то счетчик указывает значение Z . При уклонении вправо индицируется $+Z$, при уклонении влево $-Z$. Если счетчик показывает $+Z$, то $-Z$ закрыто шторкой и наоборот.

Устройство НВУ-Б3 может работать в режимах счисления, преобразования и коррекции координат.

Режим «Счисление координат». Текущие координаты самолета в навигационном вычислительном устройстве НВУ-Б3

определяются интегрированием составляющих путевой скорости в соответствии с уравнениями:

$$S_{c1} = S_{co} - \int_{t_1}^{t_2} W_s dt;$$

$$Z_{c1} = \int_{t_1}^{t_2} W_z dt \text{ при } Z_{co} = 0,$$

где S_{c1} , Z_{c1} — текущие координаты самолета относительно первого промежуточного пункта маршрута П1; S_{co} — длина первой частной ортодромии; Z_{co} — начальное боковое уклонение самолета от ортодромии; W_s , W_z — составляющие путевой скорости вдоль ортодромии и перпендикулярно к ней; $t_2 - t_1$ — время полета между двумя пунктами маршрута.

В зависимости от способов получения информации о путевой скорости режим счисления подразделяется на два подрежима: «РАБОТА» и «ПАМЯТЬ». В подрежиме «РАБОТА» (рис. 23) на вычислитель B-56 подаются сигналы путевой скорости W и угла сноса УС от ДИСС-013, ЗПУ от блока B-140 и сигнал ортодромического курса ОК от блока БДК-1 курсовой системы ТКС-П2.

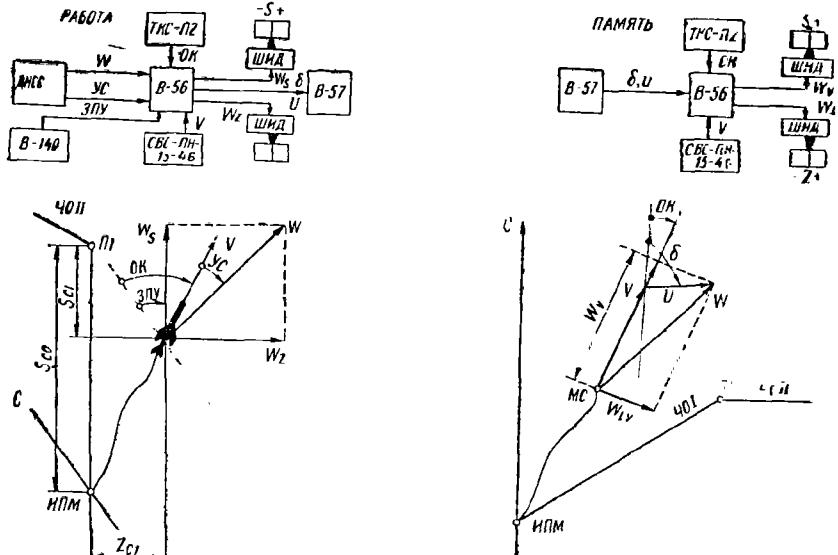


Рис. 23. Принцип действия НВУ-Б3 в режиме счисления координат

В вычислителе решаются уравнения $W_s = W \cos(\Delta\text{ЗПУ} - \text{OK} - \text{УС})$ и $W_z = W \sin(\Delta\text{ЗПУ} - \text{OK} - \text{УС})$. Уравнения справедливы при отклонении самолета влево. При отклонении вправо они имеют вид:

$$W_s = W \cos(\text{OK} - \Delta\text{ЗПУ} \pm \text{УС}); \quad W_z = W \sin(\text{OK} - \Delta\text{ЗПУ} - \text{УС}).$$

Составляющие путевой скорости интегрируются шаговыми двигателями ШИД (решаются уравнения 3.1) и на счетчиках индцируются координаты S_{c1} и Z_{c1} .

Одновременно со счислением координат в подрежиме «РАБОТА» по данным путевой скорости W , угла сноса УС, ортодромического курса ОК и истинной воздушной скорости от системы СВС-ГН-15-4Б формируются и отрабатываются в подвижной системе координат составляющие ветра (проекции скорости ветра на вектор истинной воздушной скорости и на перпендикуляр к истинной воздушной скорости). На блоке B-57 отрабатываются параметры ветра: U — скорость ветра и δ — направление ветра. Происходит непрерывное решение уравнений:

$$W_V - V = U \cos(\delta - \text{OK});$$

$$W_{\perp V} = U \sin(\delta - \text{OK}).$$

При исчезновении доплеровской информации загорается светодиодное табло ПАМЯТЬ ДИСС, расположено на средней приборной доске, и в НВУ-Б3 автоматически включается подрежим «ПАМЯТЬ». При этом ДИСС-013 от вычислителя B-56 отключается, а значение составляющих путевой скорости в подвижной системе координат начинает вычисляться по данным составляющих ветра, значению ортодромического курса и истинной воздушной скорости, т. е.

$$W_V = V + U \cos(\delta - \text{OK});$$

$$W_{\perp V} = U \sin(\delta - \text{OK}).$$

Устройство НВУ-Б3 продолжает непрерывное счисление координат и при отказавшем ДИСС-013. Через 20—30 мин необходимо уточнить данные ветра U и δ подкорректировать вручную показания счетчиков блока B-57.

Режим «Преобразование координат». Исходными данными для определения координат самолета относительно следящей ЧО являются счисленные текущие координаты самолета, координаты очередного поворотного пункта и взаимное расположение текущей и следующей ЧО.

Текущие и преобразованные координаты связаны следующими соотношениями (рис. 24):

$$S_{c2} = S_{np} + S_{n2};$$

$$Z_{c2} = Z_{np} \text{ при } Z_{n2} = 0.$$

Из рисунка следует, что $S_{np} = \text{П1} - \text{ND}$, а $Z_{np} = \text{DB} + \text{BM}$. В треугольнике АМВ сторона $\text{NП1} = S_{c1} \cos \Delta\text{ЗПУ}$, где $\Delta\text{ЗПУ} = \Delta\text{ЗПУII} - \Delta\text{ЗПУI}$. В треугольнике АМВ сторона АВ = $ND = Z_{c1} \sin \Delta\text{ЗПУ}$, а сторона МВ = $Z_{c1} \cos \Delta\text{ЗПУ}$. Исходя из изложенного, преобразованные координаты вычисляются в соответствии с уравнениями:

$$S_{np} = S_{c1} \cos \Delta\text{ЗПУ} - Z_{c1} \sin \Delta\text{ЗПУ};$$

$$Z_{np} = S_{c1} \sin \Delta\text{ЗПУ} + Z_{c1} \cos \Delta\text{ЗПУ}.$$

В НВУ-БЗ счисленные и преобразованные координаты индируются с помощью двух индикаторных блоков В-52. При полете по первой (нечетной) ЧО на первом (рабочем) блоке В-52 горят светосигнальные табло «САМОЛЕТ» и «МАЯК» и индицируются

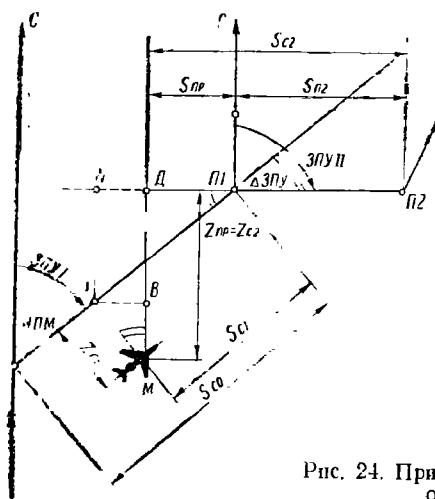


Рис. 24. Принцип действия НВУ-БЗ в режиме преобразования координат

текущие координаты самолета $S_{\text{с1}}$ и $Z_{\text{с1}}$. Для обеспечения режима преобразования координат на блоке В-140 необходимо установить ЗПУ11, а на втором (свободном) блоке В-52, на котором горит светосигнальное табло «ПУНКТ», ввести координаты очередного поворотного пункта. При $S < 80$ км на втором блоке В-52 индицируются координаты $S_{\text{пп}}$ и $Z_{\text{пп}}$. С переходом на новую ЧО функции, выполняемые индикаторными блоками, меняются следующим образом.

На пульте управления В-51 устанавливается значение ЛУР. Значение S_{11} на первом блоке В-52 непрерывно уменьшается и, когда $S_{11} < \text{ЛУР}$, выдается сигнал +27 В смены ЧО. На средней приборной доске на 10—12 с загорается светосигнальное табло «СМЕНА ЧО», на блоке В-140 гаснет светосигнальное табло «ЗПУI» и загорается светосигнальное табло «ЗПУII», на первом блоке В-52 гаснут светосигнальные табло «САМОЛЕТ», «МАЯК» и загорается светосигнальное табло «ПУНКТ», на втором блоке В-52 гаснет светосигнальное табло «ПУНКТ» и загораются светосигнальные табло «САМОЛЕТ» и «МАЯК». Текущие координаты индицируются вторым блоком В-52. Для обеспечения индикации преобразованных координат ЧОПП в блоке В-140 на счетчике «ЗПУI» установить ЗПУIII, а на первом блоке В-52 установить координаты третьего поворотного пункта.

РЕЖИМ «КОРРЕКЦИЯ КООРДИНАТ»

Устройство НВУ-Б3, обладая высокой инструментальной точностью, имеет методическую погрешность, выражющуюся в том, что интегрируются абсолютные погрешности и постепенно накапливаются ошибки в счислении координат. Для устранения ошибок предусмотрена коррекция координат, счисляемых НВУ-Б3, по данным системы РСБН-2СА. Система РСБН-2СА измеряет полярные координаты самолета (дальность D и азимут A) с большой точностью. Однако коррекция текущих координат самолета S и Z , измеряемых в НВУ-Б3, возможна лишь при непрерывном измерении в РСБН-2СА азимута и дальности. При малейшем нарушении режима измерения дальности или азимута загораются светосигнальные табло «ДАЛЬН. АВТОНОМ» или «АЗИМУТ АВТОНОМ», коррекция прекращается и восстанавливается только после выявления достоверности измеряемых величин дальности и азимута с помощью блока оценки системы РСБН-2СА.

Устройство НВУ-БЗ выдает в РСБН-2СА разность текущего азимута А и угла карты УК, введенного вручную с помощью задатчика Б-8М, и разность запрограммированных вручную ортодромических координат маяка РСБН и самолета S_{cm} и Z_{cm} . При установке на блоке В-52 координат маяка коррекции на механических дифференциалах решаются уравнения:

$$S_{\text{cv}} = S_c - S_u; \quad Z_{\text{cm}} = Z_c - Z_u.$$

В системе РСБН-2СА разность ортодромических координат вычисляется в соответствии с уравнениями (рис. 25):

$$S_{\text{cm}} \equiv D \cos(\Delta - \gamma K); \quad Z_{\text{cm}} = D \sin(\Delta - \gamma K).$$

Значения $S_{\text{см}}$, $Z_{\text{см}}$, полученные в НВУ-Б3, сравниваются с $S_{\text{см}}$ и $Z_{\text{см}}$, вычисленными в РСБН-2СА, и вырабатываются поправки:

$$\Delta S \equiv S_{\text{cm}}(\text{PCБН}) - S_{\text{cm}}(\text{HBУ});$$

$$\Delta Z = Z_{\text{см}}(\text{РСБН}) - Z_{\text{см}}(\text{НВУ}).$$

Для коррекции координат самолета необходимо на пульте управления В-51 включить режим «КОРРЕКЦИЯ», при этом загорается светосигнализатор «КОРРЕКЦИЯ», на средней приборной доске пилотов — светосигнальное табло «КОРРЕКЦИЯ ВКЛЮЧЕНА», на рабочих счетчиках блока В-52 отрабатываются поправки ΔS и ΔZ .

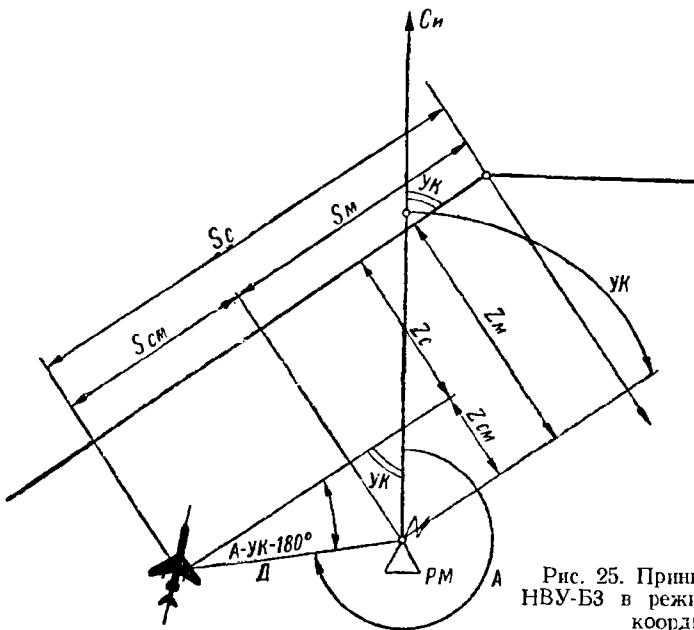


Рис. 25. Принцип действия НВУ-Б3 в режиме коррекции координат

3.5. ИНДИКАЦИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ И ВЫДАЧА ПАРАМЕТРОВ В БОРТОВУЮ СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ

В устройстве НВУ-Б3 предусмотрена непрерывная индикация местоположения самолета на картографическом планшете, в котором используется карта в виде ленты с нанесенными в порядке полета участками маршрута. Заданная линия пути каждого участка ориентирована вдоль ленты. Движение карты в окне планшета совпадает с направлением перемещения местности под самолетом. Местоположение самолета на карте указывается с помощью визира. Перемещение визира в направлении, перпендикулярном заданной линии пути, указывает величину бокового уклонения. Поэтому карта перемещается в планшете со скоростью, пропорциональной изменению координаты самолета по оси S , а перемещение визира происходит со скоростью изменения координаты самолета по оси Z .

С переключением счисления координат в систему отсчета следующей ЧО необходимо вызвать в окне планшета карту со следующим участком маршрута.

Вызов карты следующего участка производится сигналом ЛУР, с появлением которого происходит быстрое перемещение (скачок) карты.

При полете по маршруту НВУ-Б3 выдает в бортовую систему управления АБСУ-154-2 сигналы ЗПУ для индикации на приборе ПНП-1, бокового уклона Z и производную от бокового уклона $pZ = W_z = W \sin(\text{OK} - \text{ЗПУ} + \text{УС})$ для формирования команд автоматического или полуавтоматического управления в режиме «НВУ».

3.6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ

Перед полетом НВУ-Б3 проверить при включенных и проверенных на работоспособность системах ДИСС-013, СВС-ПН-15-4, РСБН-2СА, ТКС-П2. Для проверки НВУ-Б3 необходимо:

установить на пульте управления В-51 органы управления в положение «**ОТКЛЮЧЕНО**», на блоке В-57 ввести величину поправки « $\Delta_{\text{гра}}$ » равную нулю;

включить АЗС на левой панели, а на пульте управления В-51 — выключатель «**СЕТЬ**». Убедиться, что загорелись: светосигнализатор «**ИСПРАВНОСТЬ**» на пульте В-51, светосигнальные табло «**САМОЛЕТ**» и «**МАЯК**» на первом (рабочем) блоке В-52, светосигнальное табло «**ПУНКТ**» на втором (свободном) блоке В-52, светосигнальное табло «**I**» на блоке В-140. Если на первом блоке В-52 загорелось светосигнальное табло «**ПУНКТ**», а на втором блоке В-52 — светосигнальные табло «**САМОЛЕТ**» и «**МАЯК**», то переключатель «**ЛУР**» перевести в положение «**ПРИНУДИТ**» и вновь вернуть его в положение «**ОТКЛ**».

Проверить работу НВУ-Б3 в режимах счисления и преобразования координат. Для этого установить:

— на первом блоке В-52 значение $Z=0$, $S=-50$ км, на втором блоке В-52 $Z=0$ и $S=0$;

— на счетчике «**I**» блока В-140 значение ЗПУ, равное стояночному курсу самолета, а на счетчике «**II**» значение ЗПУ, отличное от стояночного курса на 45° ;

— на указатель УСВП переключатель «**ВОЗД.—ПУТ**» в положение «**ПУТ**»;

— на пульте управления ДИСС-013 переключатель «**СУША—МОРЕ**» в положение «**СУША**», а переключатель режимов работы в положение «**КОНТРОЛЬ**».

На указателе УСВП должно индицироваться значение путевой скорости (850—890 км/ч), а на обоих приборах ПНП-1 — значение угла сноса ($\pm 2,5^\circ$).

На пульте управления В-51 переключатель «**ЛУР**» установить в положение «**5 км**» и включить выключатель «**Счисление**». На втором блоке В-52 должны отрабатываться значения $S_{\text{пр}} = Z_{\text{пр}} = -35 \pm 5$ км, а на первом блоке В-52 значения S уменьшаются со скоростью 14 км/мин. При $S = -7$ км загорается светосигналь-

ное табло «Смена ЧО» на средней приборной доске, а при $S = -5$ км происходит переключение блоков В-52 и счетчиков на блоке В-140.

По такой же методике проверить работу второго блока В-52 и переключение счисления координат со второго блока В-52 на первый.

Для проверки работы НВУ-Б3 в режиме коррекции координат необходимо:

на задатчике угла карты Б-8М установить значение ЗПУ, равное значению азимута, индицируемого на приборе ППДА-Ш1; на обоих блоках В-52 установить $Z = S = 0$ и $Z_u = S_u = 0$; на пульте управления В-51 включить выключатель «КОРРЕКЦИЯ».

На пульте управления В-51 загорается светосигнализатор «КОРРЕКЦИЯ», на средней приборной доске загорается светосигнальное табло «КОРРЕКЦИЯ ВКЛЮЧЕНА». На первом блоке В-52 отрабатываются значения $Z=0$ и S , равное значени δ дальности, индицируемой прибором ППДА-Ш1.

Проверить совместную работу НВУ-Б3 с планшетом ПА-3.

Для этого необходимо:

включить питание планшета и убедиться, что происходит и тяжение карты;

открыть крышку планшета, совместить начало карты с нулевыми показаниями счетчиков и закрыть крышку;

Нажатием кнопок на индикаторе планшета ИП-3 отвести визир вправо (влево), а карту вверх (вниз), отпустить кнопки. Визир и карта должны возвратиться в первоначальное положение;

с помощью кнопок на пульте управления В-51 на обоих блоках В-52 установить $Z=0$ и $S = -50$ км (или $-S$ первого участка маршрута при подготовленной карте), а затем вызвать уменьшение значения S . Карта должна перемещаться в соответствии с уменьшением значения S на первом блоке В-52. При $S = -5$ км и горящем светосигнальном табло «СМЕНА ЧО» отпустить кнопки на пульте В-51. При этом должен произойти «скакок», т. е. вызов второго участка маршрута;

вернуть карту в исходное положение и установить на блоках НВУ-Б3 данные для полета по первым двум участкам маршрута.

В полете. В момент выхода в намеченную точку начала счисления (ИПМ) на пульте В-51 включить выключатель «СЧИСЛ». При этом на первом блоке В-52 начнут уменьшаться показания счетчика S , а при боковом уклонении от ЗЛП отрабатываются барабанчики счетчика Z (при уклонении вправо $+Z$, влево $-Z$).

Для программирования второго участка маршрута переключателем и кнопками пульта В-51 установить на втором блоке В-52 значение $Z=0$ и значение $-S$, равное длине второго участка маршрута в километрах. На блоке В-140 на счетчике « P » ус-

тановить значение ЗПУ второго участка маршрута, отсчитанного от меридиана начальной выставки курсовой системы.

Текущие координаты места самолета по наземным радиомаякам РСБН корректируются периодически согласно навигационному плану полета. Для коррекции с пульта В-51 на рабочем блоке В-52, на котором горит светосигнальное табло «МАЯК», выставить подготовленные значения S и Z_u используемого маяка. Убедиться, что на средней приборной доске светосигнальные табло «ДАЛЬН. АВТОНОМ» и «АЗИМУТ АВТОНОМ» не горят, и включить выключатель «КОРРЕКЦИЯ» на пульте В-51. Загораются светосигнализатор «КОРРЕКЦИЯ» и светосигнальное табло «КОРРЕКЦИЯ ВКЛ». Рабочие счетчики S и Z блока В-52 укажут уточненные координаты самолета.

Для автоматического выполнения полета по сигналам НВУ-Б3 необходимо:

— включить на приставке ПН-5 выключатель «ПОДГОТОВКА НАВИГАЦИИ», в блоке навигационных сигналов БНС-1М по сигналам системы НВУ-Б3 Z и rZ формируется сигнал оптимального крена на управление самолетом;

— подключить прибор ПНП-1 второго пилота на режим «НВУ», установив переключатель на правой навигационной приставке «Индикация ПНП прав» в положение «НВУ»;

— нажать на ПН-5 (при включенном боковом канале системы САУ) кнопку-лампу «НВУ», загораются два светосигнальных табло «НВУ» на приборных досках пилотов.

Контролировать стабилизацию самолета на ЗЛП по сигналам НВУ-Б3 по приборам ПНП-1 обоих пилотов, при этом:

— бленкер «К» должен быть убран со шкалы приборов;

— курсовая планка индицирует значение Z , стрелка — значение ЗПУ;

— на лицевой панели приборов горят светосигнальные табло «НВ».

Возможные неисправности НВУ-Б3 указаны в табл. 3.

Таблица 3

Внешние проявления и неисправности	Работа с системой
На панели контроля АБСУ пульта бортинженера загорелось светосигнальное табло «Резерва НВУ нет». Отказал основной вычислительный блок В-56	Счисление автоматически переключается на резервный блок, работоспособность НВУ-Б3 сохраняется. Использовать систему НВУ-Б3 без ограничения
На средней приборной доске загорелось светосигнальные табло «ОТКАЗ НВ», на блоках НВУ-Б3 погасла сигнализация, произошел полный отказ системы НВУ-Б3	На пульте управления В-51 включить выключатель «СЧИСЛЕНИЕ» и «СЕТЬ». Самолетоождение осуществлять с использованием исправных систем навигационного комплекса

Не переключается счисление с одного блока В-52 на другой.

При автоматическом полете по сигналам НВУ-Б3 на средней приборной доске загорелось светосигнальное табло «НВУ—НВУ—VOR—АВТОМАТ».

Одновременно на светосигнальных табло режимов обоих пилотов гаснет табло «НВУ» и загорается светосигнальное табло «СТАБИЛ. БЛОКОВ».

На приборах ПНП-1 выпадают блоки «К» (отказал блок навигации и сигнализации БНС-1М).

При полном отказе системы НВУ гаснет сигнализация на блоках НВУ-Б3, загорается светосигнальное табло «ОТКАЗ НВУ».

Для счисления координат использовать исправный блок В-52, устанавливая на нем попаременно исходные данные для текущих участков маршрута. В режиме автоматического полета перед выходом на ППМ нажать кнопку «СБРОС ПРОГР» и разворот на следующий участок маршрута выполнять вручную.

Нажать кнопку-лампу на навигационной приставке «СБРОС ПРОГР» и перейти на использование исправных режимов САУ.

Глава 4 АВТОМАТИЧЕСКАЯ БОРТОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ АБСУ-154-2

4.1. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ

Система АБСУ-154-2 предназначена для повышения эффективности использования самолета, облегчения труда экипажа, обеспечения регулярности рейсов и повышения безопасности полетов.

Система АБСУ-154-2 является составной частью навигационно-пилотажного комплекса самолета Ту-154Б-2 и выполняет следующие функции:

обеспечение заданных характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета от взлета до посадки;
автоматическую стабилизацию углового положения самолета относительно трех основных осей устойчивости;
автоматическую стабилизацию заданной барометрической высоты полета, приборной скорости или числа M ;

управление по крену и тангажу (координированный разворот, набор высоты и снижение) от рукояток на пульте управления;
автоматическое управление заданным курсом самолета (режим ЗК) при ручной выставке заданного курса кремальерой на плановом навигационном приборе ПНП-1;

автоматическое управление самолетом в боковой плоскости при маршрутном полете по радиомаякам VOR или по сигналам навигационного вычислительного устройства ПВУ-Б3;

директорный или автоматический режим управления самолетом при заходе на посадку в соответствии с нормами метеоминимума II категории ИКЛО (по курсу — с начала четвертого разворота, по продольному каналу — с момента «захвата» глиссады);

автоматическую стабилизацию и управление приборной скоростью полета с помощью автомата тяги на предпосадочном маневре и при заходе на посадку;

автоматический уход на второй круг с высоты не ниже 30 м;

индикацию основных навигационно-пилотажных параметров и предупредительно-командную сигнализацию об отказах (визуальную, световую и звуковую);

автоматический предполетный и полетный контроль с указанием отказавшего подканала или режима, а также автоматическое переключение на резервный исправный режим работы.

Составными частями системы АБСУ-154-2 являются:
система траекторного управления СТУ-154-2;

система автоматического управления САУ-154-2;
автомат тяги АТ-6-2;
вычислитель ухода ВУ-1-2;
система встроенного контроля СВК.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

- Питание системы АБСУ-154-2 осуществляется от:
бортсети постоянного тока напряжением 27 В, потребляемая мощность 680 Вт;
бортсети трехфазного переменного тока напряжением 200 В, частотой 400 Гц, потребляемая мощность 400 ВА;
бортсети трехфазного переменного тока напряжением 200/3 $\sqrt{3}$ В, частотой 400 Гц, потребляемая мощность 830 ВА;
бортсети однофазного переменного тока напряжением 200/115 В, частотой 400 Гц, потребляемая мощность 123 ВА;
- трех независимых гидросистем с давлением рабочей жидкости АМГ-10 на входе подканалов рулевых агрегатов 200 кгс/км и на выходе рулевых агрегатов 8—16 кгс/см².
- Время готовности системы (при условии готовности смежных систем) не более 5 мин.
- Точность стабилизации углового положения самолета $\pm 0.5^\circ$ относительно всех трех осей устойчивости.
- Точность автоматической стабилизации заданной высоты полета ± 20 м на маршруте и ± 10 м на высоте предпосадочного маневра.
- Точность стабилизации приборной скорости автоматом тяги ± 5 км/ч.
- Точность стабилизации приборной скорости без изменения тяги двигателей ± 7 км/ч.
- Точность стабилизации числа M без изменения тяги двигателей $\pm 0.01 M$.
- Точность стабилизации траектории по сигналам маяков VOR или НВУ-Б3 ± 0.5 км.
- Точность выхода самолета на высоту 30 м в режиме захода на посадку отвечает требованиям метеоминимума II категории ИКАО.
- Максимальный крен самолета при управлении через систему САУ-154-2 составляет $\pm 26^\circ \pm 3^\circ$.
- Максимальный угол тангажа при управлении через систему САУ-154-2 составляет $\pm 17^\circ \pm 2.5^\circ$.
- Диапазон приборных скоростей от 0 до 950 км/ч.
- Диапазон высот от 0 до 15 000 м.

4.2. СИСТЕМА ТРАЕКТОРНОГО УПРАВЛЕНИЯ СТУ-154-2

НАЗНАЧЕНИЕ

Система СТУ-154-2 выполняет следующие функции:
индицирует основные навигационно-пилотажные параметры с помощью приборов ПКП-1 и ПНП-1;
формирует и индицирует команды для полуавтоматического (директорного) захода на посадку;
выдает командные сигналы в систему САУ-154-2 для автоматического управления самолетом при заходе на посадку;
выдает информацию об отказах системы СТУ-154-2 и систем, обеспечивающих формирование команд: «Курс МП-2», гировертикалей, курсовой системы.

КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЭЛЕМЕНТОВ КОМПЛЕКТА

- Плановый навигационный прибор ПНП-1 служит для выдачи пилотам навигационно-пилотажной информации, необходимой для пилотирования самолета по заданной траектории, и индицирует следующие параметры (рис. 26):
 - текущий курс самолета по шкале курсов 6 относительно неподвижного индекса 2;
 - заданный курс вводится кремальерой 13 и отсчитывается по шкале курсов 6 относительно индекса 17.
- ЗПУ отсчитывается по шкале курсов 6 относительно стрелки 16 при вводе ЗПУ от НВУ-Б3, ЗПУ вводить вручную с помощью кремальеры 10, при этом значение ЗПУ отсчитывается по стрелке 16 и по счетчику 5;
 - отклонение самолета относительно заданной траектории в горизонтальной плоскости отсчитывается по стрелке 8 по шкале из точек. Отклонение стрелки от среднего положения указывает, где относительно самолета находится заданная траектория. Кроме того, стрелка 8, поворачиваясь вместе со стрелкой ЗПУ, указывает положение продольной оси самолета относительно заданной траектории;
 - отклонение самолета от заданной траектории в вертикальной плоскости отсчитывается по шкале из точек по стрелке 7;
 - угол сноса самолета индицируется по шкале 4 с помощью индекса 3;
 - дальность до маяков РСБН индицируется с помощью счетчика 18 (не задействован, перечеркнут красной чертой);
 - индекс 11 используется для разворота на 180°, а индекс 15 — для разворота на 90°;
- индикация режима работы системы АБСУ-154-2 осуществляется с помощью четырех светосигнальных табло 12 «СП», «VOR», «НВ» и «РСБН»;

индикация отказа каналов аппаратуры «Курс МП-2» осуществляется бленкерами 1 и 14 с надписями «Г» и «К»; индикация отказа курсовой системы осуществляется бленкером 9 с надписью «KC».

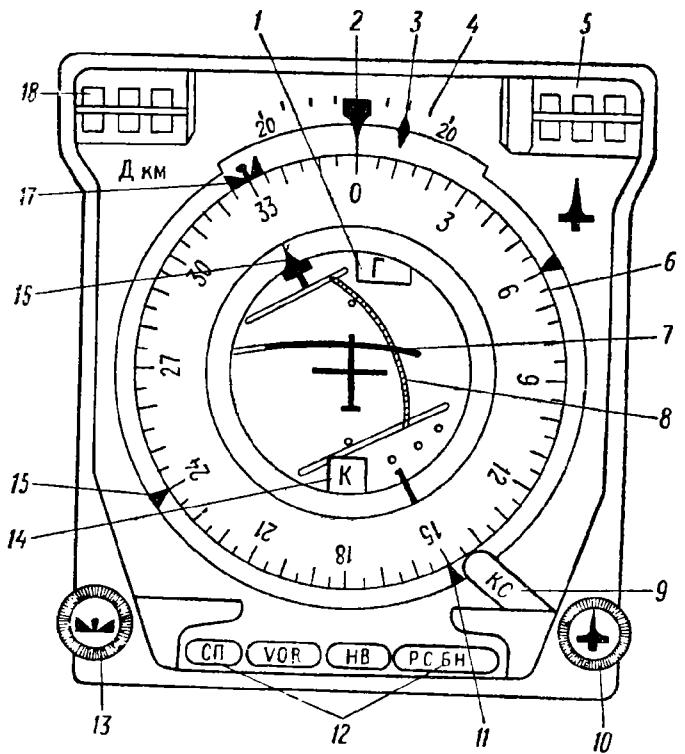


Рис. 26. Прибор навигационный плановый ПНП-1:

1, 14 — бленкеры; 2 — неподвижный индекс; 3, 11, 15, 17 — индексы; 4 — шкала; 5, 18 — счетчики; 6 — шкала курсов; 7, 8, 16 — стрелки; 9 — арретир; 10, 13 — кремальеры; 12 — светосигнальные табло

Прибор командный пилотажный ПКП-1 предназначен для индикации основных параметров положения самолета в пространстве и команд на управление самолетом. Прибор комбинированный и индицирует следующие параметры (рис. 27):

- команду по крену стрелкой 1;
- команду по тангажу стрелкой 6;
- крен самолета с помощью индекса 12 по шкале 11;
- тангаж самолета по шкале 3 против центра силуэта самолета 13;

отклонение самолета от заданной траектории в горизонтальной плоскости по шкале из точек с помощью индекса 10;

отклонение самолета от заданной траектории в вертикальной плоскости по шкале из точек с помощью индекса 5;

отклонение самолета от заданной скорости индицируется по шкале в левой части прибора индексом 14;

бленкеры 4 и 15 сигнализируют об отказе соответственно продольного и бокового каналов системы СТУ-154-2;

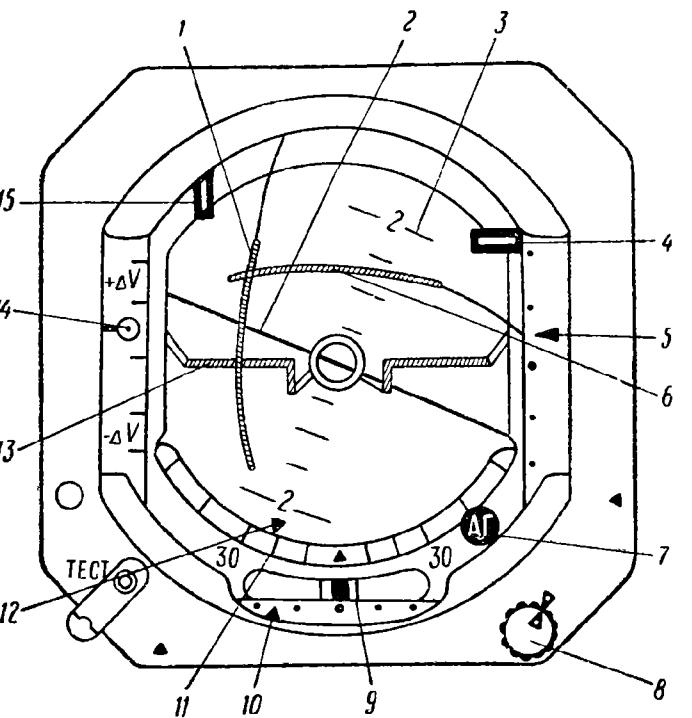


Рис. 27. Прибор командный пилотажный ПКП-1:

1, 6 — стрелки; 2 — линия горизонта; 3, 11 — шкалы; 4, 7, 15 — бленкеры; 5, 10, 12, 14 — индексы; 8 — кремальера; 9 — указатель скольжения; 13 — центр силуэта самолета

бленкер 7 с надписью «АГ» сигнализирует об отказе малогабаритной гироскопической МГВ-1СК или авиагоризонта прибора ПКП-1. На лицевой части прибора имеется указатель скольжения 9 и кремальера 8 для совмещения линии горизонта с центром силуэта самолета в горизонтальном полете. Кнопка «ТЕСТ» служит для проверки следящей системы крена при техническом обслуживании системы и летным составом не используется.

3. Вычислители В-20 (3 шт.) предназначены для формирования сигналов заданного крена γ_3 . Сформированные сигналы от трех вычислителей В-20 поступают в блок контроля БК-17

бокового канала, в котором формируется осредненный сигнал $\gamma_{3\cdot cp}$. Сигнал $\gamma_{3\cdot cp}$ в режиме автоматического захода на посадку подается в канал крена системы САУ-154-2. Кроме этого, в блоке БК-17 сигнал $\gamma_{3\cdot cp}$ суммируется с сигналом текущего крена γ от МГВ-1СК и формируется сигнал команды по крену δ_t , который подается на управление вертикальной командной стрелкой приборов ПКП-1 (рис. 28).

4. Вычислители В-21 (3 шт.) предназначены для формирования сигналов команд по тангажу δ_t . Сигналы команд от трех вычислителей В-21 подаются в блок контроля БК-17 продольного канала, в котором формируется осредненный сигнал команды $\delta_{t\cdot cp}$. Сигнал команды $\delta_{t\cdot cp}$ подается на управление горизонтальной командной стрелкой приборов ПКП-1 и при автоматическом заходе на посадку в продольный канал системы САУ-154-2. В вычислителях В-21 расположены также блоки захвата глиссады БЗГ, которые обеспечивают автоматическое включение кнопки-лампы «ГЛИССАДА» на приставке ПН-5 при посадке с закрылками, выпущенными более чем на 28° .

5. Блоки контроля БК-17 (2 шт.) обеспечивают в полете непрерывный автоматический контроль исправности вычислителей бокового и продольного каналов. Контроль осуществляется с помощью кворум-элементов (КЭ), которые производят осреднение трех входных сигналов, т. е. вырабатывают сигнал, равный среднеарифметическому значению трех сигналов от вычислителей

$$\gamma_{3\cdot cp} = \frac{\gamma_{31} + \gamma_{32} + \gamma_{33}}{3} \quad \text{и} \quad \delta_{t\cdot cp} = \frac{\delta_{t1} + \delta_{t2} + \delta_{t3}}{3}.$$

Выходные сигналы от каждого из трех вычислителей сравниваются со средним значением сигнала на выходе блока БК-17. При отказе одного из вычислителей, когда разность сигналов на выходе вычислителя и на выходе блока БК-17 становится больше установленного значения, логическая схема отключает отказавший вычислитель. Кворум-элемент формирует сигнал как среднеарифметическое значение от двух входных сигналов и выдает сигнал отсутствия резерва (гаснет светосигнальное табло «ИСПРАВ. АБСУ»), но система остается работоспособной. При отказе второго вычислителя (второй отказ) выдается сигнал отказа канала системы СТУ-154-2.

6. Усилители У-87 (2 шт.) предназначены для работы с приборами ПКП-1 и ПНП-1. Каждый усилитель имеет шесть самостоятельных каналов, которые используются для усиления сигналов, поступающих с датчиков через приемники следящих систем на исполнительные двигатели указателей.

7. Соединительная коробка КС-2, на которой установлены все вышеперечисленные блоки, за исключением приборов ПКП-1 и ПНП-1, размещена в первом техотсеке.

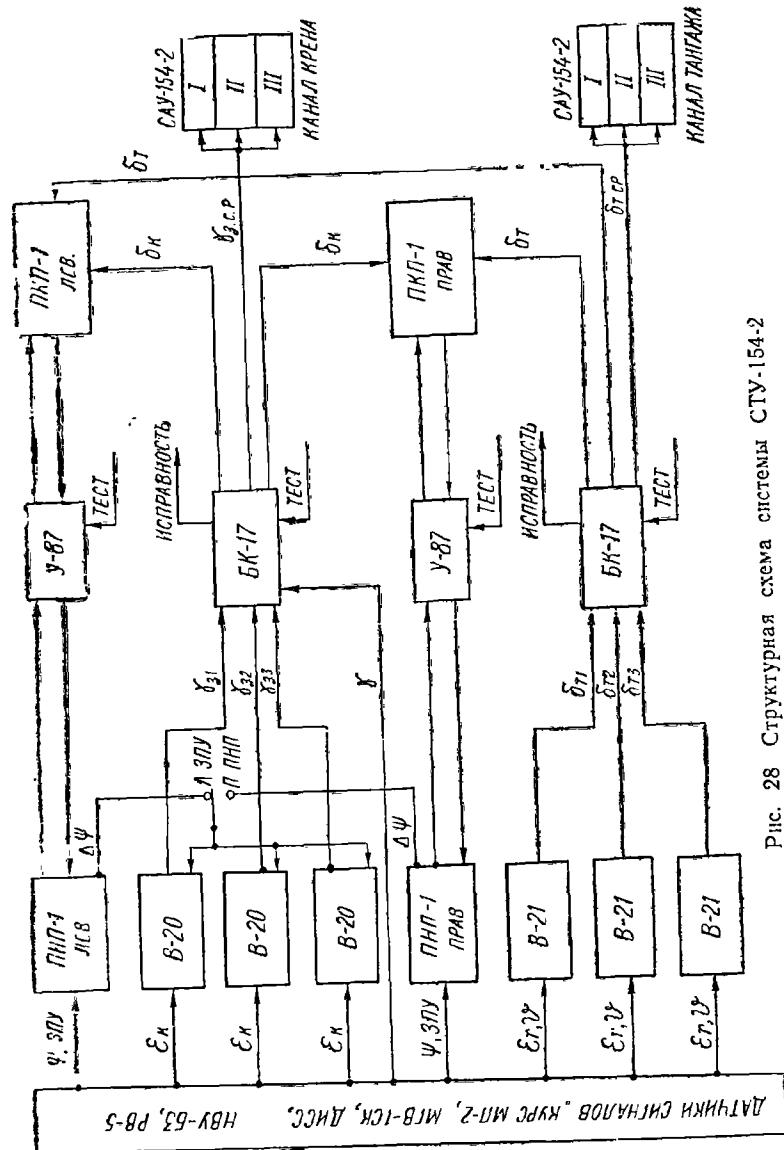


Рис. 28 Структурная схема системы СТУ-154-2

Сигнал команды по крену δ_k в боковом канале формируется в соответствии с уравнением

$$\delta_k = K_\gamma (\gamma - F_{\gamma_3} \gamma_3),$$

где K_γ — масштабный коэффициент (порция сигнала);
 γ — текущий крен от МГВ-1СК;

F_{γ_3} — функция ограничения сигнала заданного крена на $\pm 20^\circ$ до высоты 250 м и на $\pm 10^\circ$ на высоте мече 250 м. Переключение пределов ограничения производится по сигналу от радиовысотомера РВ-5;

γ_3 — средний сигнал заданного крена, который формируется вычислителями В-20 и блоком БК-17 в соответствии с уравнением

$$\gamma_3 = K_{\epsilon_k} \epsilon_k + K_{P_{\epsilon_k}} P_{\epsilon_k} + K_{P_\psi} P_\psi + F_{\Delta\psi} \Delta\psi + K(\gamma_3 - P_\psi).$$

Основным сигналом при формировании γ_3 является сигнал ϵ_k — отклонение самолета от равносигнальной зоны курсового радиомаяка. Но если формировать сигнал γ_3 только из сигнала ϵ_k , то будет реализован закон пропорционального регулирования, недостатком которого является то, что управление самолетом в этом случае сопровождается большими динамическими ошибками. Для уменьшения динамических ошибок вводится сигнал производной от ϵ_k , соответствующий скорости отклонения самолета от равносигнальной зоны курса P_{ϵ_k} .

Сигнал ϵ снимается с аппаратуры «Курс МП-2», для работы которой характерны помехи различного рода (атмосферные, промышленные и др.). Для подавления помех в цепях сигналов ϵ_k и P_{ϵ_k} установлены фильтры. Помехи отфильтровываются, но при этом происходит запаздывание полезных сигналов. Для компенсации запаздывания сигналов ϵ и P_{ϵ_k} , а также для повышения устойчивости системы вводится производная от текущего курса самолета $P\Psi$.

Если сигнал γ_3 сформировать только из сигналов ϵ_k , P_{ϵ_k} и $P\Psi$, то перед выполнением четвертого разворота командная стрелка на приборе ПКП-1 выдает команду на выполнение разворота в сторону, обратную направлению на ВПП. Чтобы избежать этого, для формирования сигнала заданного крена вводится сигнал $\Delta\Psi$, равный разности текущего курса и курса посадки, выставленного на приборе ПНП-1. Для того, чтобы после выполнения четвертого разворота и полета по равносигнальной зоне курса сигнал $\Delta\Psi$ в законе управления не привел к появлению статической ошибки, он ограничивается до $\pm 32^\circ$ по нижнему пределу, т. е. обеспечивается зона нечувствительности по сигналу $\Delta\Psi$ в диагональной зоне от 0 до $\pm 32^\circ$. При захвате глиссады цепь сигнала $\Delta\Psi$ отключается.

Статическая ошибка в виде отклонения самолета от равносигнальной зоны курса при нулевом положении командной стрелки

на ПКП-1 может появиться также из-за неточности установки МГВ-1СК, разброса параметров блоков и по другим причинам. Для превращения бокового канала СТУ-154-2 в статический регулятор в закон управления введен сигнал положительной обратной связи γ_3 . Однако применение положительной обратной связи по сигналу γ_3 полезно в установленном режиме, а в режиме управления это приведет к появлению ошибки при формировании сигнала команды δ_k . Во всех случаях управления возникает сигнал $P\Psi$, который подавляет сигнал обратной связи, и в процессе управления сигнал $k(\gamma_3 - P\Psi) = 0$.

Сигнал команды по тангажу δ_t в продольном канале формируется в соответствии с уравнением

$$\delta_t = K_{\epsilon_r} \epsilon_r + K_{P_{\epsilon_r}} P_{\epsilon_r} + P_{\dot{\epsilon}_r} + K_{P_v} P(v - v_{op}) + \frac{T_p}{T_p + 1} (v - v_{op}).$$

Сигнал отклонения от равносигнальной зоны глиссады ϵ_r снимается с аппаратуры «Курс МП-2». В вычислителе В-21 из сигнала ϵ_r формируется его производная P_{ϵ_r} . Для повышения помехоустойчивости в вычислителе В-21 из сигнала тангажа v от МГВ-1СК формируется сигнал производной $P(v - v_{op})$.

Для улучшения стабилизации самолета при короткопериодических колебаниях, кроме производной по тангажу, вводится и сигнал тангажа v , но чтобы при этом не допустить возникновения статической ошибки, сигнал тангажа пропускается через изодромное звено с передаточной функцией $W(p) = \frac{T_p}{T_p + 1}$.

Для улучшения процесса перехода из режима горизонтального полета к полету по глиссаде в момент захвата глиссады выдается опорный сигнал $v_{op} = 2,5^\circ$, что приблизительно соответствует наклону глиссады 2—3°.

В процессе посадки при приближении к курсовому радиомаяку непрерывно увеличиваются порции сигналов углового отклонения ϵ_r и P_{ϵ_r} , приходящиеся на один метр линейного отклонения (рис. 29), что может привести к возникновению автоколебаний командной стрелки и раскачке самолета в автоматическом режиме. Чтобы не допустить этого, коэффициенты K_{ϵ_k} , $K_{P_{\epsilon_k}}$, K_{ϵ_r} и $K_{P_{\epsilon_r}}$ уменьшаются сначала при захвате глиссады, а затем по сигналам от радиовысотомера РВ-5.

4.3. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ САУ-154-2

НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

Система САУ-154-2 представляет собой трижды зарезервированный по основным каналам регулятор с жесткой обратной связью.

В продольном канале имеется дополнительный контур автоматической балансировки самолета, благодаря которому устраиваются статические ошибки регулирования.

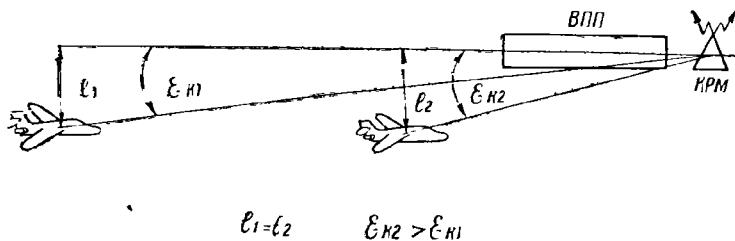


Рис. 29. Увеличение порций сигналов при приближении самолета к радиомаяку

Принцип действия САУ154-2 основан на перемещении рулей самолета по сигналам, которые поступают на управление рулевыми агрегатами от гироскопических и других датчиков системы, а также от навигационно-пилотажного комплекса.

Оптимальное резервирование в САУ-154-2 выполнено с применением кворум-элементного способа контроля работоспособности. Все три канала САУ-154-2 сохраняют работоспособность после возникновения нескольких разноименных отказов, при критических отказах обеспечивается мягкий переход на другой резервный режим работы системы.

По этапам выполнения полета система САУ-154-2 использует следующим образом:

1. На земле перед взлетом необходимо включить питание САУ-154-2, проверить работоспособность и включить режим штурвального управления.

2. Взлет до высоты $H=400$ м производится в режиме штурвального управления, т. е. пилот управляет самолетом вручную, а система САУ-154-2 повышает устойчивость и управляемость самолета в боковой и продольной плоскостях.

3. После разгона самолета на высоте $H>400$ м включается режим автоматического управления. С помощью рукояток на пульте управления задается режим набора высоты с определенным курсом. Регулируется режим работы двигателей и устанавливается приборная скорость 575 или 525 км/ч, в продольном канале включается режим стабилизации скорости. Путевая скорость постоянно увеличивается, вертикальная скорость уменьшается, а приборная скорость остается постоянной. На больших высотах включается режим стабилизации числа M , система управляет рулем высоты, при увеличении высоты вертикальная скорость увеличивается, а истинная воздушная скорость уменьшается так, что ее отношение к скорости звука, т. е. число M остается постоянным. При достижении заданной высоты полета (эшелона) в про-

дольном канале включается режим стабилизации барометрической высоты.

4. В боковом канале начиная с высоты $H=400$ м основным является режим полета по траектории, задаваемой сигналами НВУ-БЗ или маяками VOR. Резервным является режим стабилизации курса.

5. Снижение производится с использованием тех же режимов, что и при наборе высоты.

6. В процессе захода на посадку основным является режим автоматического выполнения четвертого разворота и стабилизация движения центра масс по равносигнальным зонам курса и глиссады.

Резервным является режим штурвального управления.

КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА БЛОКОВ САУ-154-2

1. ПКА-31 — платформа коммутационная амортизированная, служит для размещения блоков САУ-154-2 и соединения их со смежными блоками и системами.

2. БШУ-4 — блок штурвального управления, предназначен для формирования сигналов управляемости по боковому и продольному каналам.

3. БАП-6 — три блока автопилота, образуют унифицированные вычислители сигналов управления рулевыми агрегатами по каналам курса, крена и тангажа.

4. БСН-7 — блок связи с навигационным комплексом, предназначен для связи канала крена САУ-154-2 с курсовой системой ТКС-П2 и с приборами ПНП-1.

5. ВКВ-2 — вычислитель корректора высоты, предназначен для усиления, дифференцирования и интегрирования сигналов отклонения от заданной барометрической высоты ΔH , отклонения от заданной приборной скорости ΔV или отклонения от заданного числа M в зависимости от режима работы продольного канала САУ-154-2.

6. БУ-65 — блок управления, предназначен для размещения устройств согласования канала тангажа, компенсирующих сигналы тангажа от МГВ-1СК при работе системы в режиме штурвального управления, фазочувствительных выпрямителей для выпрямления сигналов, снимаемых с датчиков рулевых агрегатов и пропорциональных ходу выходного звена (траверсы), которые затем подаются на нулевой индикатор ИН-3-2Б. На БУ-65 установлен счетчик ресурса, указывающий в часах время наработки системы АБСУ-154-2.

7. БУТ-9 — блок управления триммированием, предназначен для ручной или автоматической балансировки руля высоты с помощью механизма МЭТ-4У.

8. БВК-10 — блок встроенного контроля, предназначен для оперативного контроля системы АБСУ-154-2.

9. МГВ-1СК — три малогабаритные гиросвертикали, являющиеся универсальными датчиками сигналов по крену и тангажу.

10. КГ-7 — коммутатор гиродатчиков, предназначен для коммутации сигналов от МГВ-1СК и контроля их работы, имеет устройство, временно задерживающее отключение сигнала, устраняющего «вспухание» самолета при выпуске закрылков.

11. БДГ-26 — три блока демпфирующих гироскопов, предназначены для измерения угловых скоростей самолета соответственно по курсу, крену и тангажу.

12. РА-56В1 — три электрогидравлических трехканальных рулевых агрегата, являются исполнительными механизмами сервопривода СП-1Г, перемещают золотники рулевых приводов (бустеров) руля направления, элеронов и руля высоты.

13. МЭТ-4У — механизм эффекта триммирования, перемещает колонку штурвала в положение, соответствующее балансировочному положительному рулю высоты. В автоматическом режиме МЭТ-4У выполняет роль исполнительного механизма дополнительного интегрирующего контура, благодаря которому продольный канал САУ-154-2 работает как астатический регулятор.

14. ДПС-2 — два датчика положения строенные, один для измерения отклонения штурвала, другой для измерения перемещения колонки штурвала.

15. ДПС-4 — датчик положения строенный, вырабатывает сигнал, пропорциональный ходу штока МЭТ-4У и отклонению колонки штурвала от балансировочного положения.

16. КЗСП — три корректора — задатчика приборной скорости, предназначены для измерения отклонения приборной скорости от стабилизируемого значения и выдачи сигнала V_{np} в ВУ-1-2.

17. ПУ-46 — пульт управления, предназначен для выбора режима работы системы АБСУ-154-2 (рис. 30). На лицевой панели пульта расположены блоки промежуточного канала «ТАНГАЖ» и блоки бокового канала «КРЕН», имеющие положения «ОТКЛ», символ штурвала при включении режима штурвального управления и «СТАБ» при включении режима автоматического управления. На пульте расположены рукоятки «РАЗВОРОТ» и «СПУСК—ПОДЪЕМ», кнопка-табло «СТАБ» для включения автоматического режима, кнопки-табло «M», «V» и «H» для включения в продольном канале режимов стабилизации числа M , приборной скорости или барометрической высоты. Две кнопки «АРРЕТИР» под колпачком служат для быстрого восстановления осей гиростабилизированных платформ по вертикалам. Выключатель «ВКЛ. В БОЛТАНКУ» предназначен для корректировки законов управления САУ-154-2 при полете в турбулентной атмосфере. Выключатели «КРЕН» и «ТАНГАЖ» служат для показательного отключения режима стабилизации САУ-154-2.

18. ПН-5 — приставка навигационная (рис. 31) является дополнительным пультом, обеспечивающим включение и выключение

режимов АБСУ-154-2, при которых используются сигналы навигационно-пилотажного комплекса.

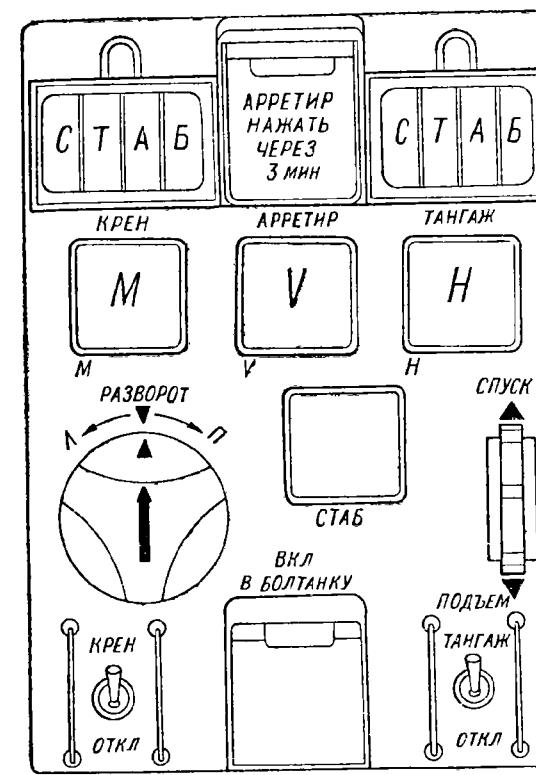


Рис. 30. Пульт управления ПУ-46

На лицевой панели ПН-5 расположены:

переключатель заданного путевого угла ЗПУ, имеющий положения «Л» — левый и «П» — правый, при которых ЗПУ вводится вручную с левого или правого прибора ПНП-1. В режиме «НВУ» ЗПУ вводится автоматически от блока В-140 независимо от положения данного выключателя;

кнопка-табло «ЗК» для включения в боковом канале САУ 154-2 режима программируемого разворота самолета на заданный курс;

кнопка-табло «СБРОС ПРОГР» для отключения режимов «НВУ», «VOR» или «ЗК» и включения в боковом канале САУ-154-2 режима стабилизации курса. При нажатии кнопки-табло «СБРОС ПРОГР» при автоматическом заходе на посадку связь системы САУ-154-2 с системой СТУ-154-2 отключается, светосигнальные табло «ЗАХОД» и «ГЛИСС» гаснут, в боковом канале включается

режим стабилизации курса, а в продольном канале — режим стабилизации тангажа:

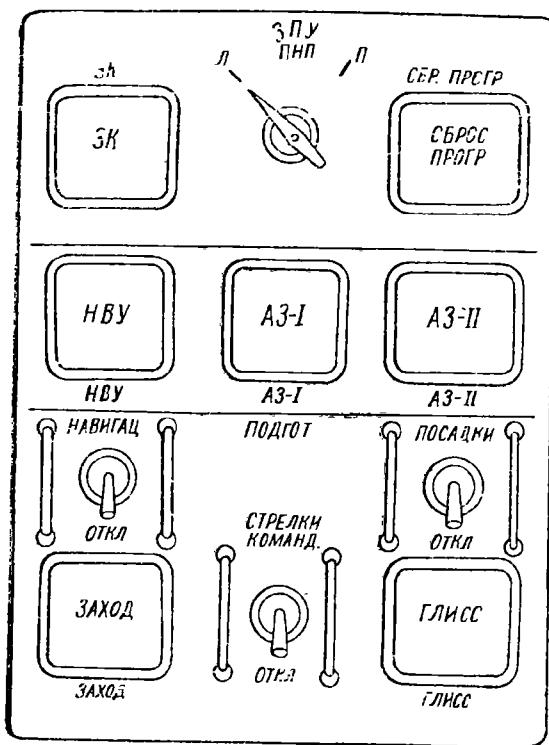


Рис. 31. Приставка навигационная ПН-5

кнопка-табло «НВУ» для включения режима стабилизации полета по частным ортодромиям;

кнопки-табло «АЗ-I» и «АЗ-II» для включения на совместную работу канала крена САУ-154-2 с первым или вторым полукомплектом аппаратуры «Курс МП-2» (режим «VOR»);

кнопка-табло «ЗАХОД» для включения режима автоматического выполнения четвертого разворота при заходе на посадку и стабилизации полета по равносигнальной зоне курсового радиомаяка;

кнопка-табло «ГЛИСС» для включения режима стабилизации полета самолета по равносигнальной зоне глиссадного радиомаяка;

выключатель «ПОДГОТ. НАВИГАЦ» для подготовки блока БНС-1-2 к работе в режимах «НВУ» и «VOR»;

выключатель «ПОДГОТ. ПОСАДКИ» для подготовки вычислителей системы СТУ-154-2 и блока БНС-1-2 к включению директорного или автоматического режима захода на посадку;

выключатель «СТРЕЛКИ КОМАНД» для сведения и развода командных стрелок приборов ПКП-1.

19. ИН-3-2Б — индикатор нулевой для индикации положения выходных звеньев (траверс) рулевых агрегатов в каналах курса, крена и тангажа.

20. БНС-1-2 — блок навигации и сигнализации, обеспечивает связь САУ-154-2 с НВУ-Б3 в режиме «НВУ», с «Курс МП-2» в режиме «VOR» и с СТУ-154-2 в режиме автоматического захода на посадку, формирует сигнал интегральной исправности АБСУ-154-2 в этих режимах, выдает сигнализацию о предельно допустимых отклонениях от равносигнальных зон курса и глиссады с помощью светосигнальных табло и , а также по сигналам от радиовысотомера РВ-5 выдает разовые команды о достижении высот 250 м, 100 м и 30 м.

21. ДОР-2 — три датчика отклонения рулей, обеспечивают измерение отклонения рулей высоты, направления и элеронов (используются при техническом обслуживании).

22. БКН-5 — два блока коммутации навигационные для связи систем САУ-154-2 и СТУ-154-2 с навигационным комплексом.

23. ППН-13 — пульт поиска неисправностей, предназначен для сигнализации интегральной исправности АБСУ-154-2 с помощью светосигнального табло «ИСПРАВН. АБСУ», поиска неисправного блока в полете и на земле, автоматизированного тест-контроля АБСУ-154-2 и системы встроенного контроля (СВК) при техническом обслуживании.

24. БКП-4 — блок контроля питания, обеспечивает контроль питания САУ-154-2 переменным током.

25. БЗС-3 — блок звуковой сигнализации, обеспечивает кратковременное срабатывание звуковой сигнализации при отключении режимов автоматического управления и стабилизации и длительный прерывистый звуковой сигнал при критических отказах АБСУ-154-2.

26. КО — две кнопки отключения на штурвалах, обеспечивают отключение автоматических режимов САУ-154-2, а также снятие звуковой сигнализации при отказах АБСУ-154-2.

ОСОБЕННОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА Ту-154

Управление рулями осуществляется с помощью рулевых приводов РП-55 для управления элеронами и РП-56 для управления рулём высоты и рулём направления. Управление рулём высоты производится двумя рулевыми приводами РП-56, связанными между собой загрузочными пружинами и управляющими двумя половинами руля. Если откажет один РП-56, то пилот может управлять одной половиной руля высоты. Управление рулём направления производится одним РП-56. Управление элеронами производится двумя рулевыми приводами РП-55. При заклинива-

ния одного из элеронов или отказе одного РП-56 управление производится вторым РП-55.

Золотниками рулевых приводов управляют или вручную, или рулевыми агрегатами РА-56В1 системы САУ-4. Рулевые агрегаты РА-56В1 включены в систему управления дифференциально, поэтому при управлении от органов ручного управления движение передается только на золотники рулевых приводов, а на выходные звенья (траверсы) рулевых агрегатов не передается. При управлении золотниками рулевых приводов от РА-56В1 по сигналам САУ движение не передается органам ручного управления. В режиме штурвального управления движение от органов ручного управления и от РА-56В1 алгебраически суммируется на дифференциальной качалке и передается на золотники рулевого привода.

Каждый рулевой привод представляет собой гидроусилитель (необратимый бустер), имеющий три независимых канала. При использовании необратимого бустера моменты аэродинамических сил, действующие на руль, на органы ручного управления не передаются, и пилот теряет «чувство управления». Для имитации действия аэродинамических нагрузок установлены пружинные загружатели, противодействующие отклонению органов ручного управления от положению руля.

Рулевой агрегат РА-56В1 является трехканальным электрогидравлическим устройством, питается от трех независимых гидравлических и электрических систем. Каждый из подканалов РА-56В1 представляет собой двухкаскадный электрогидроусилитель. Первый каскад выполнен по типу «сопло—заслонка» и собран по схеме гидравлического моста. В качестве постоянных и равных между собой гидросопротивлений применены дроссели. Переменными сопротивлениями являются сопла и заслонка, укрепленная на якоре поляризованного реле (рис. 32).

Когда канал САУ согласован, ток в обмотках якоря поляризованного реле отсутствует, якорь с заслонкой под действием центрирующих пружин находится в нейтральном положении, мост согласован и шток золотника стоит в нейтральном положении. При рассогласовании канала САУ подается сигнал на поляризованное реле. Якорь с заслонкой отклоняется, изменяется гидросопротивление сопел, мост рассогласовывается, и в его диагонали, т. е. на торцах золотника, возникает разность давлений. Золотник перемещается, соединяет камеру А силового цилиндра (второй каскад) с линией подачи или слива масла, поршень перемещается влево или вправо. Движение от поршня передается на траверсу и на датчик обратной связи ДОС. Внутри поршня установлены две втулки, образующие гидропружину, которая дает возможность работать поршню вместе со штоком как единое целое, если нагрузка на выходе не превышает допустимого значения.

Режим работы РА-56В1 считается нормальным, если на входах трех подканалов подано рабочее давление масла, а на поля-

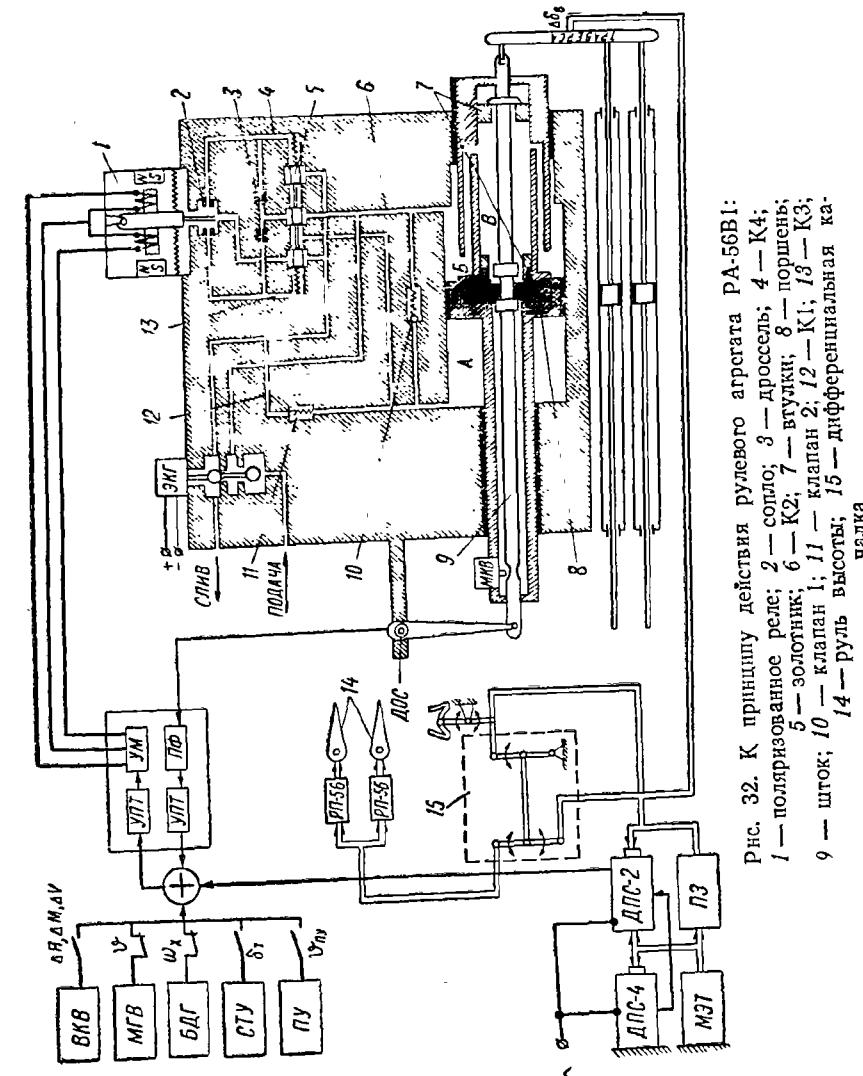


Рис. 32. К принципу действия рулевого агрегата РА-56В1:
 1 — поляризованное реле; 2 — сопло; 3 — дроссель; 4 — К4;
 5 — золотник; 6 — К2; 7 — втулки; 8 — поршень;
 9 — шток; 10 — клапан 1; 11 — клапан 2; 12 — К1; 13 — К3;
 14 — шток; 15 — руль высоты; 15 — дифференциальная качалка

ризованные реле всех трех подканалов подаются сигналы, равные или отличающиеся друг от друга на величину, при которой относительное перемещение штока и поршня не превышает $\pm(20-28)\%$ от полного хода поршня.

При включении питания срабатывает электрогидравлический кран ЭГК, и масло под высоким давлением по каналу К1 подается к среднему кольцу золотника, а по каналу К2 — в камеру Б. Из камеры Б по каналам в дифференциальном поршне масло подается в камеру В гидропружины. Втулки гидропружины под давлением масла разжимаются до упора о бортики поршня и штока.

При согласованном канале САУ золотник находится в нейтральном положении и перекрывает доступ масла в камеру А. Камера Б соединена с линией подачи масла, а давление в ней больше, чем в камере А, но площадь сечения поршня со стороны камеры А больше, чем со стороны камеры Б, поэтому усилия на поршень равны между собой и поршень со штоком неподвижен.

При рассогласовании канала САУ поступает сигнал на поляризованное реле. Его полярность такова, что якорь с заслонкой отклоняется влево. Сопротивление левого сопла увеличивается, а правого уменьшается, давление в канале К3 больше, чем в канале К4. Золотник смещается вправо и соединяет камеру А с линией подачи масла. Давление в камере А увеличивается и стремится сравняться с давлением в камере Б, но площадь сечения поршня со стороны камеры А больше, поэтому и усилие на поршень со стороны камеры А больше, чем со стороны камеры Б. Поршень перемещается вправо и через гидропружину передает движение на шток. Штоки всех трех подканалов вызывают движение траверсы, при этом за счет гидропружин перемещение траверсы равно среднеарифметическому значению хода поршней трех подканалов:

$$\Delta \delta = \frac{(\Delta \delta_1 + \Delta \delta_2 + \Delta \delta_3)}{3}.$$

Движение от траверсы через дифференциальную качалку передается на рулевой привод РП-56, а движение штоков передается на датчики обратной связи ДОС. За счет сигналов от ДОС канал САУ согласуется, якорь с заслонкой приходит в нейтральное положение и золотник перекрывает доступ масла в камеру А. Усилия на поршень со стороны камер А и Б выравниваются, и перемещение поршня прекращается.

При отклонении якоря с заслонкой вправо золотник смещается влево, камера А соединяется с линией слива и под давлением масла в камере Б поршень также смещается влево. За счет сигналов от ДОС канал САУ согласуется, якорь с заслонкой и золотник устанавливаются нейтрально, камера А оказывается изолированной, усилия на поршень со стороны камер А и Б выравниваются, и поршень останавливается в том положении, в котором он находился в момент снятия сигнала с поляризованного

реле. В рулевых агрегатах применена система контроля, которая позволяет фиксировать два типа отказов:

1. Гидропитание подано на все три подканала. Два подканала САУ исправны, согласованы, а один из подканалов по причине отказа рассогласован и выдает сигнал на якорь поляризованного реле. Поршень подканала РА-56В1, на который подан сигнал, начинает перемещаться, а шток остается неподвижным, так как его перемещению препятствуют два других подканала. Когда поршень перемещается относительно штока на величину 20—28% от полного хода, то срабатывает микровыключатель МКВ, выдается сигнал отказа и отключается питание от ЭГК, который перекрывает доступ масла и соединяет камеру Б с линией слива.

2. Произошел отказ в цепи гидропитания одного из подканалов. При поступлении сигналов на поляризованные реле траверса РА-56В1 начинает перемещаться за счет работы двух исправных подканалов и перемещает шток отказавшего подканала относительно неподвижного поршня. При перемещении штока на величину, большую допустимого значения, срабатывает МКВ, отключается ЭГК, после чего камера Б соединяется с линией слива. Далее шток и поршень отказавшего подканала будут двигаться совместно. При движении поршня влево в камере А создается повышенное давление, под действием которого срабатывает клапан № 1, и камера А соединяется с линией слива. При движении поршня вправо в камере А давление падает, открывается клапан № 2, и масло из линии слива поступает в камеру А. Рулевой агрегат продолжает работать, развивая несколько меньшее усилие на траверсе.

Технические данные

Давление рабочей жидкости на входе	(200 ± 10) кгс/см ²
Рабочий ход траверсы	(35 ± 5) мм
Максимальная скорость траверсы	(80 ± 15) мм/с
Максимальные усилия, развиваемые РА-56В1, не позже	1 400 кгс

РАБОТА СИСТЕМЫ САУ-154-2 В РЕЖИМЕ ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Канал тангажа. На входе усилителя сервопривода каждого подканала канала тангажа алгебраически суммируются три сигнала (рис. 33):

сигнал демпфера, который снимается с блока БДГ-26 и пропорционален угловой скорости тангажа ω ;

сигнал жесткой обратной связи $\Delta\delta$ датчика обратной связи (ДОС), пропорциональный ходу траверсы РА-56В1;

сигнал управляемости $\Delta X_{\text{упр}}$, который формируется датчиками

ДПС-2 и ДПС-4, включенными по схеме умножения сигналов, и равен

$$\Delta X_{\text{упр}} = \Delta X_b \Delta X_{\text{бал}}$$

где ΔX_b — сигнал, пропорциональный отклонению колонки штурвала от стриммированного положения, снимается с датчика ДПС-2;

$\Delta X_{\text{бал}}$ — сигнал балансировки, формируется датчиком ДПС-4 и пропорционален ходу штока механизма МЭТ-4У.

Сигнал $\Delta X_{\text{упр}}$ алгебраически суммируется с сигналом демпфера ω_z и управляет рулевым агрегатом РА-56В1 в соответствии с уравнением

$$\Delta \delta_b = K_{\Delta x_b} \Delta X_b \Delta X_{\text{бал}} + K_{\omega_z} \omega_z.$$

За счет сигнала ω_z сглаживаются вертикальные перегрузки, которые возникают от резкого перемещения колонки штурвала, а также осуществляется демпфирование колебаний самолета в переходных процессах. Отклонение руля высоты определяется уравнением

$$\delta_b = K_{x_b} X_b + K_{\Delta x_b} \Delta X_b \Delta X_{\text{бал}} + K_{\omega_z} \omega_z,$$

где δ_b — отклонение руля высоты;

X_b — ход колонки штурвала;

$K_{\Delta x_b} \Delta X_b \Delta X_{\text{бал}} + K_{\omega_z} \omega_z$ — ход траверсы РА-56В1. В полете из-за изменения центровки при выработке топлива, при изменении скорости полета, при выпуске механизации происходит нарушение продольного равновесия, т. е. нарушается равенство пикирующего МП и кабрирующего МК моментов. Предположим $M_P > M_K$. Пилот для восстановления продольного равновесия отклоняет колонку штурвала на себя. Движение передается на дифференциальную качалку и на ротор ДПС-2. Руль высоты отклоняется вверх под действием двух движений:

X_b — движение колонки штурвала;

$\Delta \delta_b$ — ход траверсы РА-56В1.

Продольное равновесие восстанавливается, при этом: положение колонки штурвала не соответствует балансировочному положению руля высоты, так как руль отклоняется не только за счет хода колонки, но и за счет хода траверсы РА-56В1; на колонку действует усилие пружинного загружателя (ПЗ), и пилот должен прикладывать к штурвалу определенное усилие; стрелка «Т» индикатора ИН-3-2Б, указывающая положение траверсы РА-56В1, отклонена от нейтрального положения.

Пилот кнопкой на штурвале включает механизм МЭТ-4У, который смещает точку опоры пружинного загружателя и передает движение на ротор ДПС-2 и статор ДПС-4. Сигнал $K_{\Delta x_b} \Delta X_{\text{бал}}$

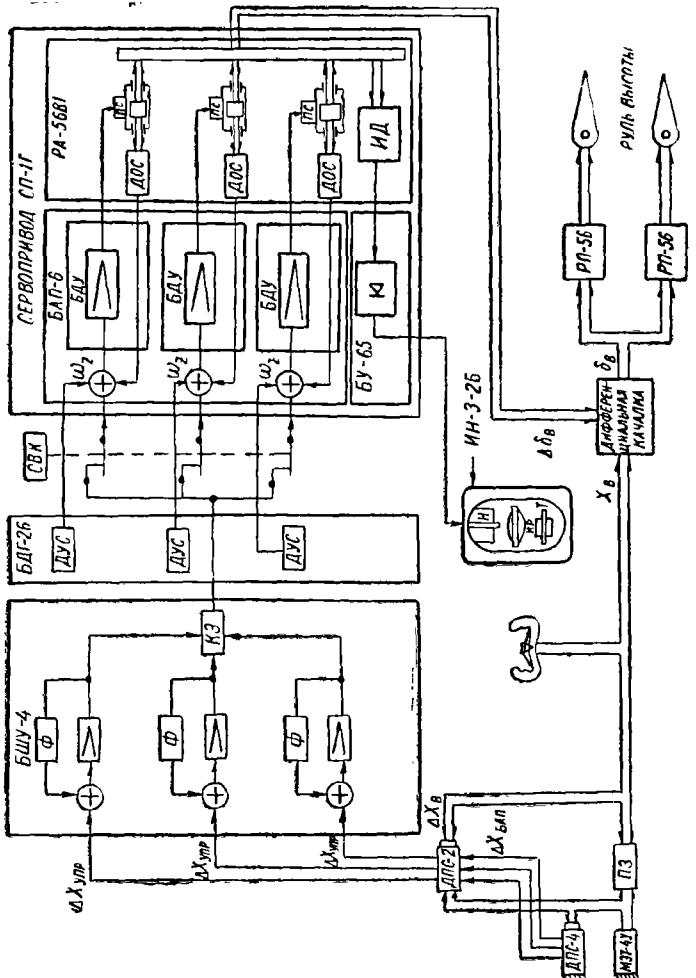


Рис. 33. Канал тангажа в режиме штурвального управления

уменьшается, РА-56В1 возвращает траверсу в нейтральное положение и передает движение на уменьшение отклонения руля высоты, но так как в процессе снятия нагрузки происходит перемещение колонки штурвала, то отклонение руля высоты остается неизменным. При установке стрелки ИН-3-2Б в нейтральное положение пилот отпускает кнопку. Усилие с колонки штурвала снято и положение колонки соответствует балансировочному положению руля высоты.

Канал крена. На входе каждого подканала усилителя серво, привода алгебраически суммируются следующие сигналы (рис. 34):

сигнал демпфера ω_x , снимаемый с блока БДГ-26 и подаваемый на сумматор через фильтр с передаточной функцией реального дифференцирующего звена $W_{(p)} = \frac{T_p}{T_p + 1}$. Сигнал на выходе фильтра пропорционален угловому ускорению самолета по крену

$$\frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x;$$

сигнал управляемости ΔX_3 , снимаемый с датчика ДПС-2 и пропорциональный ходу штурвала;

сигнал жесткой обратной связи δ_3 .

При повороте штурвала угол отклонения элеронов определяется уравнением

$$\delta_3 = K_{x_3} X_3 + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x,$$

где X_3 — ход штурвала;

$$K_{\Delta x_3} \Delta X_3 + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x = \Delta \delta_3 — \text{ход траверсы РА-56В1.}$$

Благодаря работе канала крена САУ-154-2 улучшается устойчивость и управляемость самолета и, в частности, устраняется явление «зависания» самолета по крену. Это явление является результатом появления скольжения самолета и выражается в том, что при одном и том же угле отклонения элеронов угловая скорость по крену сначала увеличивается, затем уменьшается, а потом уже достигает величины, соответствующей углу отклонения элеронов.

При действии постоянного бокового возмущения пилот восстанавливает попечное равновесие отклонением штурвала на соответствующий угол. При этом положение штурвала не соответствует углу отклонения элеронов, и на штурвал действует усилие пружинного загружателя. Усилие снимается включением электромеханизма МП, который в комплект САУ-154-2 не входит. Механизм МП смещает точку опоры пружинного загружателя и поворачивает статор ДПС-2. Траверса РА-56В1 устанавливается нейтрально и положение штурвала будет соответствовать положению элеронов.

Канал курса. Канал курса САУ-154-2 представляет собой демпфер рыскания, уменьшающий колебания самолета вокруг верти-

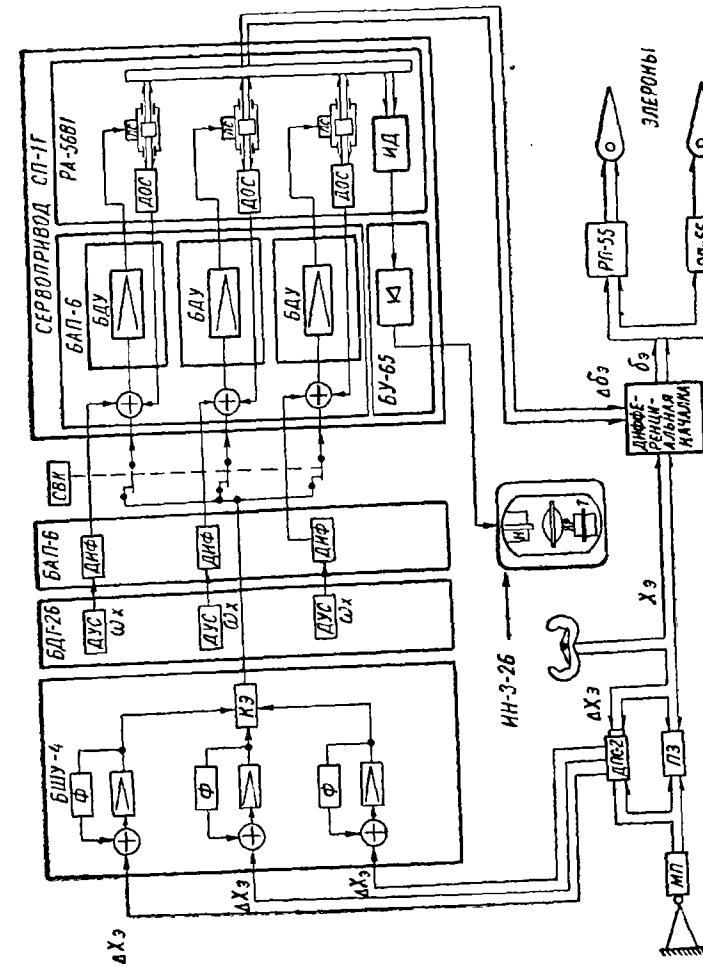


Рис. 34. Канал крена в режиме штурвального управления

кальной оси. Управляющий сигнал в каждом подканале формируется из сигнала угловой скорости ω_y от блока БДГ-26, который проходит через фильтр с передаточной функцией реального дифференцирующего звена. Отклонение руля направления в штурвальном режиме определяется уравнением

$$\delta_H = K_{x_H} X_H + K_{\omega_y} \frac{T_p}{T_p+1} \omega_y,$$

где X_n — ход педалей;

$K_{\omega_y} \frac{T_p}{T_p+1} \omega_y = \Delta \delta_n$ — ход траверсы РА-56В1.

РАБОТА СИСТЕМЫ САУ-154-2 В РЕЖИМЕ АВТОНОМНОГО АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Кацал курса САУ-154-2 в режиме автономного автоматического управления работает так же, как в режиме штурвального управления, но отклонение руля направления определяется только движением траверсы РА-56В1 в соответствии с уравнением

$$\delta_H = K_{\Delta \delta_H} \Delta \delta_d = K_{\omega_y} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_y.$$

В режиме автоматического захода на посадку, кроме сигнала углового ускорения, вводится дополнительный сигнал по скорости изменения курса и обеспечивается дополнительное демпфирование колебаний самолета по курсу.

Каина крена при автономном автоматическом управлении может работать в режимах: стабилизации курса, разворота с заданным углом крена, программируемого разворота на заданный курс.

РЕЖИМ СТАБИЛИЗАЦИИ КУРСА

Закон управления для режима стабилизации курса имеет вид:

$$\delta_3 = K \Delta \delta_3 \Delta \delta_3 = K_Y \gamma + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x - n_{\tau^x} \Delta \phi,$$

где

δ_3 — угол отклонения элеронов;

$\Delta\delta_3$ — сигнал обратной связи, пропорциональный ходу траперсы РА-56В1.

γ — сигнал текущего крена от МГВ-1СК;

$\frac{T_p}{T_p+1} \omega_x$ — сигнал углового ускорения по крену;

$n_{\gamma} \Delta \psi$ — сигнал перекрестной связи из канала курса в канал крена, вырабатывается в блоке БСН-7 (рис. 35).

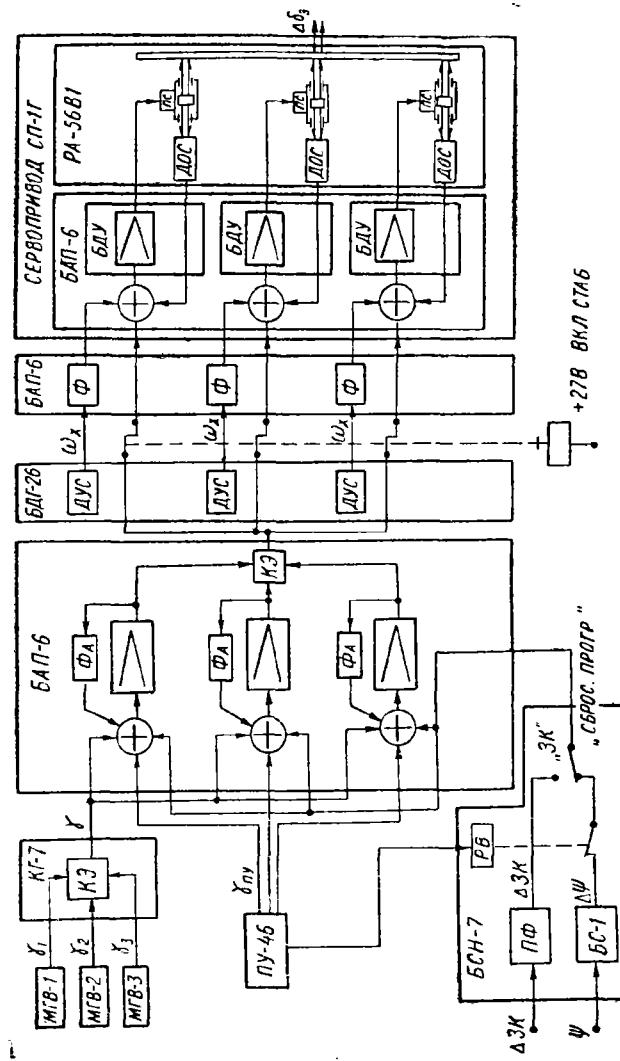


Рис. 35. Капот края в режиме автономного автоматического управления

В режиме штурвального управления сигнал крена от МГВ-1СК в канал крена САУ-154-2 не поступает. Сигнал изменения курса от ТКС-П2 подается в блок связи БС-1, расположенный в БСН-7, который работает в режиме согласования и приводит сигнал $\Delta\psi$ к нулю. Включение режима стабилизации производится кнопкой-табло «СТАБ» на пульте ПУ-46. Подключается сигнал крена от МГВ-1СК к каналу крена САУ-154-2 и подается напряжение +27 В на реле времени РВ в блоке БСН-7. За счет сигнала крена от МГВ-1СК рулевой агрегат РА-56В1 управляет элеронами и выводит самолет в прямолинейный полет. Через 8 с после нажатия кнопки-табло «СТАБ» срабатывает реле времени и переводит блок БС-1 на режим стабилизации курса.

При отклонении самолета от курса сигнал $n_{\gamma}\Delta\psi$ заставляет рулевой агрегат отклонять элероны до тех пор, пока сигнал $\Delta\delta_e$ обратной связи не скомпенсирует сигнал $n_{\gamma}\Delta\psi$. Самолет делает крен, и сигнал γ от МГВ-1СК компенсирует сигнал $n_{\gamma}\Delta\psi$, а под действием сигнала $\Delta\delta_e$ рулевой агрегат устанавливает элероны в нейтральное положение.

Самолет с креном возвращается на прежний курс, и сигнал $n_{\gamma}\Delta\psi$ уменьшается до нуля. Сигнал γ от МГВ-1СК оказывается нескомпенсированным и заставляет вывести самолет в прямолинейный полет.

РАБОТА КАНАЛА КРЕНА ОТ РУКОЯТКИ «РАЗВОРОТ» НА ПУЛЬТЕ УПРАВЛЕНИЯ ПУ-46

В этом режиме закон управления определяется уравнением:

$$\delta_e = K_{\Delta\delta_e} \Delta\delta_e = K_\gamma \gamma - K_{\gamma_{py}} \gamma_{py} + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x.$$

Рукоятка «Разворот» связана со щетками трех потенциометров и имеет нормально разомкнутые контакты. При повороте рукоятки через контакты подается сигнал на блок БС-1 блока БСН-7 и переводит его на режим согласования, а с потенциометрами сигнал γ_{py} поступает в канал крена. Рулевой агрегат отклоняет элероны до тех пор, пока сигнал обратной связи $\Delta\delta_e$ не скомпенсирует сигнал γ_{py} и самолет входит в крен. При достижении заданного крена сигнал γ от МГВ-1СК компенсирует сигнал γ_{py} , а за счет сигнала обратной связи $\Delta\delta_e$ рулевой агрегат устанавливает элероны в нейтральное положение. Самолет выполняет координированный разворот. При выходе на новый курс пилот устанавливает рукоятку в нейтральное положение. Сигнал γ_{py} равен нулю, а за счет сигнала γ от МГВ-1СК рулевой агрегат отклоняет элероны и выводит самолет в прямолинейный полет. Через 8 с после установки рукоятки в нейтральное положение реле времени переводит блок БС-1 на режим стабилизации нового курса.

На приставке ПН-5 нажать кнопку «СБРОС ПРОГР», а на редной приборной доске переключатель «ВВОД ЗК» установить в положение «ЛЕВ» или «ПРАВ». На выбранном ПНП-1 левой сремальерой установить заданный курс. В точке начала разворота на приставке ПН-5 нажать кнопку-табло «ЗК». Блок БС-1 переходит в режим согласования, а канал крена начинает работать в соответствии с уравнением:

$$\delta_e = K_{\Delta\delta_e} \Delta\delta_e = K_\gamma \gamma + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x - F_\gamma n_\gamma \Delta\psi,$$

где $F_\gamma n_\gamma \Delta\psi$ — сигнал от ПНП-1, равный ΔZK , т. е. разности текущего и заданного курса и ограниченный до величины, при которой крен самолета не должен превышать 20° . Самолет разворачивается в сторону заданного курса. Сигнал $\Delta\psi$ уменьшается, пока этот сигнал находится в зоне ограничения, крен самолета остается постоянным. При подходе к заданному курсу сигнал $\Delta\psi$ выходит из зоны ограничения и становится меньше сигнала крена от МГВ-1СК. За счет сигнала от МГВ-1СК рулевой агрегат отклоняет элероны и выводит самолет в прямолинейный полет.

Канал тангажа. В автономном автоматическом режиме канал тангажа обеспечивает:

- стабилизацию и управление по тангажу;
- стабилизацию барометрической высоты;
- стабилизацию приборной скорости;
- стабилизацию числа M .

РЕЖИМ СТАБИЛИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ПО ТАНГАЖУ

В режиме штурвального управления в канале тангажа работают устройства согласования УС, которые компенсируют сигнал от МГВ-1СК (рис. 36). Благодаря устройствам согласования обеспечивается безударное включение канала тангажа на режим стабилизации и «запоминание» угла тангажа, т. е. при нажатии кнопки-табло «СТАБ» на пульте ПУ-46 система начинает стабилизировать тот угол тангажа, который был до нажатия кнопки. Закон управления в режиме стабилизации тангажа и управления от рукоятки «СПУСК—ПОДЪЕМ» определяется уравнением:

$$\delta_v = K_{\Delta\delta_v} \Delta\delta_v + K_{\Delta X_{ba}} \Delta X_{ba},$$

где δ_v — отклонение руля высоты;
 $\Delta\delta_v$ — ход траверсы РА-56В1;
 ΔX_{ba} — ход штока МЭТ-4У

Ход траверсы РА-56В1, а следовательно, и сигнал от датчика обратной связи ДОС, определяются уравнением

$$\Delta\delta_b = K_v(v - v_{py}) + K_{\omega_z}\omega_z - n_{v_1}|\gamma|.$$

Сигнал перекрестной обратной связи из канала крена в канал тангажа $n_{v_1}|\gamma|$ вызывает увеличение угла атаки и этим компенсирует уменьшение подъемной силы при крене. Этот сигнал снимается с МГВ-1СК и подается в канал тангажа через диодные ячейки ДЯ.

Знак сигнала на выходе ячейки остается неизменным при изменении знака сигнала на входе, поэтому за счет сигнала $n_{v_1}|\gamma|$ рулевой агрегат отклоняет руль высоты вверх независимо от того, левый или правый крен имеет самолет.

Рукоятка «Спуск—подъем» имеет нормально-замкнутые контакты и связана со щетками трех потенциометров. При повороте рукоятки ее контактами режим стабилизации высоты, скорости, числа М или посадки отключается. Например, рукоятку повернули в направлении «Подъем». За счет сигнала v_{py} от рукоятки РА-56В1 отклоняет руль высоты вверх и самолет увеличивает тангаж. При достижении заданного тангажа сигнал v от МГВ-1СК компенсирует сигнал v_{py} , за счет сигнала обратной связи $\Delta\delta_b$ рулевой агрегат возвращает руль высоты в балансированное положение. При выходе на нужную высоту пилот ставит рукоятку в нейтральное положение, сигнал v от МГВ-1СК оказывается нескомпенсированным, заставляет РА-56В1 отклонить руль высоты вниз и вывести самолет в горизонтальный полет.

При кратковременных рассогласованиях канала тангажа механизм МЭТ-4У отрабатывать не успевает и оказывает влияние на положение руля высоты только при действии постоянного возмущающего момента. Например, произошло увеличение скорости полета, и самолет увеличил тангаж. Сигнал v от МГВ-1СК подается на РА-56В1 и на МЭТ-4У. Рулевой агрегат отклоняет руль высоты и восстанавливает продольное равновесие, но при этом:

стрелка «Т» индикатора ИН-3-2Б отклонена от нейтрального положения;

положение колонки штурвала не соответствует балансированному положению руля высоты, так как при работе РА-56В1 она не отклонялась;

самолет имеет статическую ошибку по тангажу.

Работает МЭТ-4У и плавно через пружинный загружатель перемещает колонку штурвала на увеличение отклонения руля высоты. Самолет возвращается к заданному тангажу, сигнал v от МГВ-1СК будет равен нулю, механизм МЭТ-4У останавливается, а РА-56В1 за счет сигнала обратной связи $\Delta\delta_b$ возвращает траверсу в нейтральное положение и уменьшает отклонение руля высоты до балансированного положения. Таким образом, при действии постоянных возмущающих моментов механизм МЭТ-4У вы-

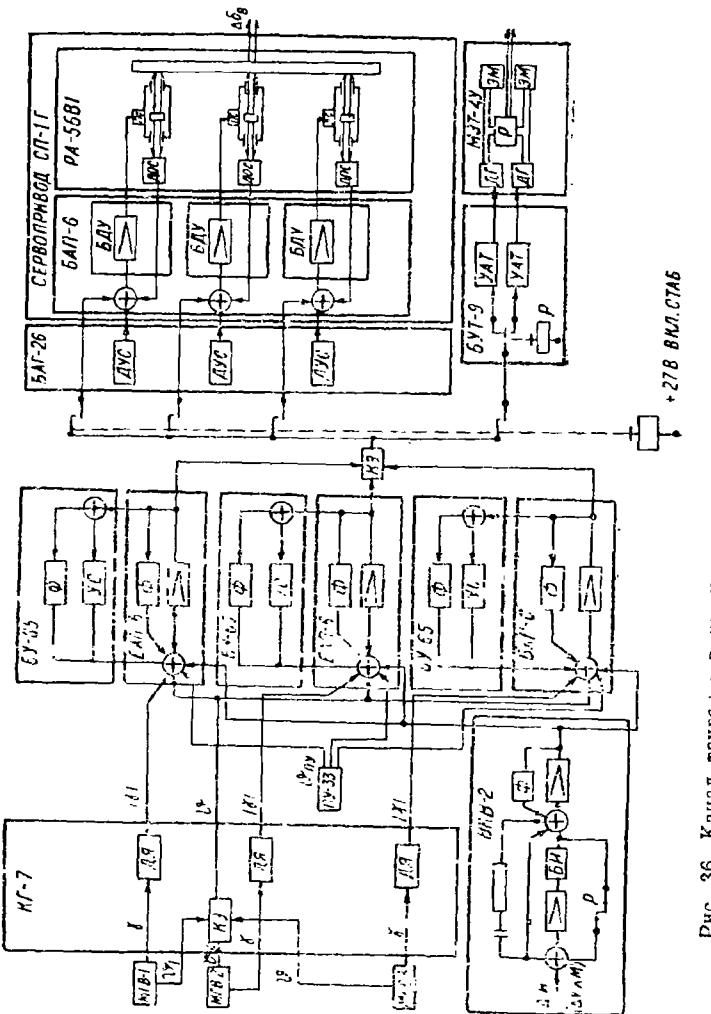


Рис. 36 Канал тангажа в работе в автоматическом автопилотическом управления

бирает новое балансировочное положение руля высоты и не допускает возникновения больших статических ошибок по регулируемому параметру, в данном случае по тангажу.

РЕЖИМ СТАБИЛИЗАЦИИ БАРОМЕТРИЧЕСКОЙ ВЫСОТЫ

Режим стабилизации барометрической высоты включается кнопкой-табло «Н» на пульте управления ПУ-46. Сигнал отклонения от заданной высоты ΔH вырабатывается в корректорах-задатчиках высоты КЗВ-0-15 системы СВС-ПН-15-4 и подается в канал тангажа системы САУ-154-2 через вычислитель корректора высоты ВКВ-2. В вычислителе ВКВ-2 сигнал ΔH проходит по трем цепям: непосредственно через дифференцирующее звено, где формируется сигнал производной RH , и через блок интеграла, где формируется сигнал $\int \Delta H \cdot dt$.

Закон управления в режиме стабилизации барометрической высоты определяется уравнением

$$\delta_b = K_{\Delta \delta_b} \Delta \delta_b + K_{\Delta x} \Delta x,$$

где

$$\Delta \delta_b = K_v v + K_{\omega_z} \omega_z + K_{\Delta H} \Delta H + K_{RH} RH + K_s \int \Delta H \cdot dt - n_{vY} |\gamma|.$$

При действии кратковременных возмущений сигнал интеграла не успевает накапливаться, не успевает отрабатывать и МЭТ-4У. Предположим, что под действием вертикального порыва неспокойного воздуха самолет отклонился вниз от заданной высоты. Под действием сигнала ΔH рулевой агрегат отклоняет руль высоты вверх.

Самолет увеличивает угол атаки, и сигнал тангажа v от МГВ-1СК компенсирует сигнал ΔH , а РА-56В1 под действием сигнала обратной связи возвращает руль высоты в балансировочное положение. За счет увеличения угла атаки увеличивается подъемная сила, и самолет возвращается на заданную высоту. Сигнал ΔH уменьшается до нуля, а за счет сигнала v от МГВ-1СК рулевой агрегат отклоняет руль высоты вниз и выводит самолет в горизонтальный полет.

Действие сигнала интеграла и работа МЭТ-4У проявляются при постоянных возмущениях: изменение скорости полета, центровки, выпуск механизации и др. За счет сигнала интеграла система изменением угла атаки поддерживает равенство подъемной силы и массы самолета, а МЭТ-4У задает новое балансировочное положение руля высоты в этих условиях.

РЕЖИМ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРИБОРНОЙ СКОРОСТИ

Этот режим используется в процессе набора высоты или снижения. При включенном режиме стабилизации в САУ-154-2 пилот рукояткой «Спуск—подъем» задает самолету необходимый угол

тангажа, регулирует режим работы двигателей для получения необходимой скорости и кнопкой-табло «V» на ПУ-46 включает режим стабилизации скорости. Сигнал отклонения от заданной скорости вырабатывается в корректорах КЗСП и подается в канал тангажа через ВКВ-2 по тем же цепям, что и сигнал ΔH , в результате чего вырабатываются сигналы PV и $\int \Delta V \cdot dt$. В наборы высоты приборная скорость стремится к уменьшению и за счет сигналов ΔV и $\int \Delta V \cdot dt$ система задает самолету угол тангажа меньше предыдущего, а МЭТ-4У задает новое балансировочное положение рулю высоты. Вертикальная скорость самолета уменьшается, путевая скорость увеличивается, а приборная скорость остается постоянной.

РЕЖИМ СТАБИЛИЗАЦИИ ЧИСЛА М

Этот режим используется в наборе высоты или при снижении самолета на больших высотах и включается кнопкой-табло «M» на ПУ-46. Сигнал ΔM вырабатывается в системе воздушных сигналов СВС-ПН-15-4 и подается в канал тангажа через ВКВ-2.

Число M — это отношение истинной воздушной скорости к скорости звука. В наборе высоты при постоянной истинной воздушной скорости число M увеличивается, так как уменьшается скорость звука. В канал тангажа подаются сигналы ΔM и $\int \Delta M \cdot dt$.

Система задает самолету угол атаки больше предыдущего, а механизм МЭТ-4У выбирает новое положение руля высоты. Вертикальная скорость самолета увеличивается, а истинная воздушная скорость уменьшается так, что отношение ее к скорости звука, т. е. число M остается постоянным.

РАБОТА СИСТЕМЫ САУ-154-2 ПО СИГНАЛАМ НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОГО КОМПЛЕКСА

КАНАЛ КРЕНА В РЕЖИМЕ «НВУ»

При включенном НВУ-Б3 и режиме стабилизации в системе САУ-154-2 включить на приставке ПН-5 выключатели «ПОДГOT. НАВИГАЦ.» и «СТРЕЛКИ КОМАНД», а на приставке ПН-6 — переключатель «Индикация ПНП (прав)» установить в положение «НВУ», при этом на ПНП-1 второго пилота загорится свето-сигнальное табло «НВ» и планкой положения курса будет индицироваться отклонение самолета от ЗЛП. При нажатии кнопки-табло «НВУ» на ПН-5 она загорается, стрелка ЗПУ на приборе ПНП-1 отрабатывает ЗПУ, выставленный на блоке В-140, на планку левого прибора ПНП-1 подключаются сигналы отклонения самолета от ЗЛП и на нем загорается свето-сигнальное табло «НВ», убирается блокиратор «K». Блок связи САУ-154-2 с курсовой системой

мой ТКС-П2 в блоке БСН-7 переходит на режим согласования, а в вычислителе навигационном ВН-3 блока БНС-1-2 из сигналов Z и pZ от НВУ-Б3 формируется сигнал заданного крена.

$$\gamma_3 = F_z K_z Z + F_{pZ} K_{pZ} pZ,$$

где F_z и F_{pZ} — функции ограничения.

Сигнал γ_3 от вычислителя ВН-3 подается в блок связи с автоматикой БСА-2 блока БНС-1-2 (рис. 37), где он сравнивается с сигналом текущего крена γ от МГВ-1СК и вырабатывается сигнал команды по крену $\delta_k = K_\gamma (\gamma - \gamma_3)$. Сигнал команды подается на управление вертикальной командной стрелки приборов ПКП-1 и в канал крена САУ-4. Канал крена работает в соответствии с уравнением

$$\delta_3 = K_{\Delta\delta_3} \Delta\delta_3 = K_\gamma (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x.$$

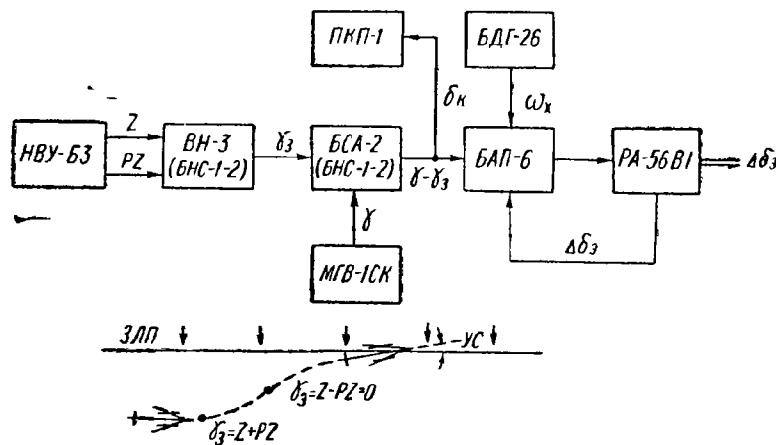


Рис. 37. Канал крена САУ-154-2 в режиме «НВУ»

Предположим, что под действием бокового возмущения самолет отклонился от ЗЛП. Появляется сигнал pZ , а затем сигнал Z , и формируется сигнал γ_3 . Рулевой агрегат отклоняет элероны, и самолет делает крен. При достижении заданного крена сигнал от МГВ-1СК скомпенсирует сигнал γ_3 , а по сигналу обратной связи $\Delta\delta_3$ рулевой агрегат устанавливает элероны в нейтральное положение. Самолет разворачивается в сторону ЗЛП, сигнал pZ изменяет знак и вычитается из сигнала Z , сигнал γ уменьшается, а сигнал γ от МГВ-1СК, оказываясь нескомпенсированным, составляет РА-56В1 отклонять элероны в обратную сторону и уменьшить крен самолета. Наступает момент, когда сигнал pZ равен сигналу Z и сигнал γ_3 равен нулю. Самолет выходит в горизон-

тальный полет и приближается к ЗЛП. Сигнал Z уменьшается, и сигнал pZ становится больше Z . Формируется сигнал γ_3 обратного знака, за счет которого самолет начинает разворачиваться в сторону, обратную направлению на ЗЛП.

Сигналы Z и pZ плавно уменьшаются, сигнал γ_3 становится равным нулю, и самолет движется по ЗЛП с углом сноса, компенсирующим действие бокового возмущения.

КАНАЛ КРЕНА САУ-154-2 В РЕЖИМЕ «VOR»

Для включения режима автоматического полета по траектории, задаваемой маяком VOR, необходимо переключатель «ИНДИКАЦИЯ ПНП (ПРАВ)» на приставке ПН-6 установить в положение «АЗ-І» или «АЗ-ІІ», настроить аппаратуру «Курс МП-2», на приставке нажать кнопку-табло «СБРОС ПРОГР», переключатель ЗПУ установить в положение «ЛЕВ» или «ПРАВ» и на выбранном приборе ПНП-1 правой кремальерой ввести расчетное значение ЗПУ. На приставке ПН-5 включить выключатели «ПОДГОТ. НАВИГАЦ» и «СТРЕЛКИ КОМАНД» и нажать кнопку-табло «АЗ-І» или «АЗ-ІІ». Блок связи САУ-154-2 с курсовой системой ТКС-П2 переходит в режим согласования, в вычислителе навигационном ВН-3 блока БНС-1-2 из сигналов ΔA_3 от «Курс МП-2», $\Delta\Psi$ от прибора ПНП-1 и угла сноса УС от ДИСС-013 формируется сигнал заданного крена $\gamma_3 = F_1 (F_2 K \Delta A_3 \Delta A_3 + K_\Psi \Delta\Psi + K_{УС} УС)$.

Сигнал γ_3 от вычислителя ВН-3 подается в блок связи с автоматикой БСА-2 (рис. 38), где сравнивается с сигналом текущего крена γ от МГВ-1СК и вырабатывается сигнал команды по крену

$$\delta_k = K_\gamma (\gamma - \gamma_3).$$

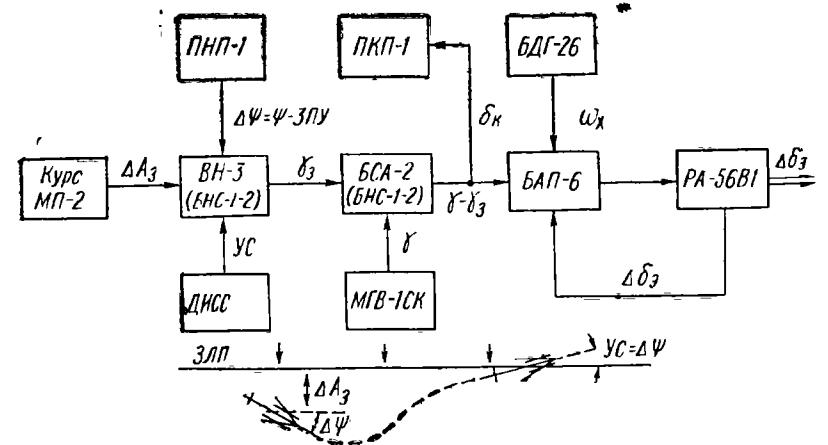


Рис. 38. Канал крена САУ-154-2 в режиме «VOR»

Сигналы команды подается на управление вертикальной командной стрелкой приборов ПКП-1 и в канал крена САУ-154-2.

Предположим, что под действием бокового возмущения самолет отклонился от ЗЛП. Появляются сигналы ΔA_3 и $\Delta \Psi$, которые складываются и формируют сигнал γ_3 . Рулевой агрегат отклоняет элероны, самолет делает крен и разворачивается по курсу в направлении ЗЛП. Сигналы ΔA и $\Delta \Psi$ начинают вычитаться и, когда ΔA_3 станет равен $\Delta \Psi$, самолет выходит в прямолинейный полет. По мере приближения к ЗЛП сигнал ε_k уменьшается и становится меньше сигнала $\Delta \Psi$. Формируется сигнал γ_3 обратного знака, и самолет с отворотом по курсу в обратную сторону выходит на ЗЛП и следует по ней с углом сноса, компенсирующим действием бокового возмущения, а имеющийся сигнал $\Delta \Psi$ от прибора ПНП-1 компенсируется сигналом угла сноса УС от ДИСС-013.

РЕЖИМ АВТОМАТИЧЕСКОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ

На высоте построения предпосадочного маневра в продольном канале включить режим стабилизации барометрической высоты, включить и настроить аппаратуру «Курс МП-2», на указателях РВ-5 установить высоту принятия решения. На приборах ПНП-1 правой кремальерой выставить ЗПУ, равный курсу посадки. При этом переключатель ЗПУ на приставке ПН-5 должен находиться в положении «ЛЕВ» или «ПРАВ» соответственно.

После выпуска шасси на приставке ПН-5 включить выключатели «ПОДГ. ПОСАДКИ» и «СТРЕЛКИ КОМАНД», при этом загораются светосигнализаторы «СТУ БОК» и «СТУ ПРОД» на приставке ПН-6. Переключатель «ИНДИКАЦІЯ ПНП (ПРАВ)» установить в положение «ПОС». Если самолет находится в зоне уверенного приема сигналов курсового и глиссадного маяков и система САУ-154-2 готова к работе, то курсовой и глиссадный бленкеры приборов ПКП-1 убраны. Нажать кнопку «КОНТРОЛЬ СТУ» на приставке ПН-6; при этом светосигнализаторы «СТУ БОК» и «СТУ ПРОД» гаснут, выпадают бленкеры курса и глиссады на ПКП-1, разводятся командные стрелки, на ППН-13 гаснет светосигнальное табло «ИСПР. АБСУ». При отпускании кнопки светосигнализаторы «СТУ БОК» и «СТУ ПРОД» загораются, бленкеры убираются, командные стрелки устанавливаются в среднее положение.

В точке начала выполнения четвертого разворота на приставке ПН-5 нажать кнопку-табло «ЗАХОД» — она загорается, загораются также светосигнальные табло «КУРС» на приборной доске пилотов. Блок связи с курсовой системой переходит на режим согласования, а в канал крена САУ-154-2 через блок БСА-2 блока БНС-1-2 подается сигнал заданного крена γ_3 , сформированный в СТУ-154-2. Реализуется уравнение

$$\delta_s = K_{\Delta \delta_s} \Delta \delta_s = K_t (\gamma - \gamma_3) + K_{\omega_x} \frac{T_p}{T_p + 1} \omega_x.$$

Самолет входит в крен и по оптимальной траектории выходит на равносигнальную зону курса.

При закрылках, выпущенных на 45° , кнопка-табло «ГЛИСС» на ПН-5 включается автоматически при пересечении глиссады или ее следует нажать, если горизонтальная планка на приборе ПНП-1 переместится вниз на половину центрального индекса. При закрылках, выпущенных на 28° , кнопку-табло «ГЛИСС» нужно включить вручную. Загораются светосигнальные табло «ГЛИССАДА» на приборной доске пилотов, режим стабилизации барометрической высоты отключается, и в продольный канал САУ-154-2 подается сигнал команды $\dot{\gamma}_t$, сформированный в СТУ-154. Реализуется уравнение

$$\dot{\gamma}_t = K_{\Delta \dot{\gamma}_t} \Delta \dot{\gamma}_t = K_{\dot{\gamma}_t} \dot{\gamma}_t + K_{\omega_z} \omega_z.$$

Система САУ-154-2 стабилизирует движение самолета по равносигнальным зонам курса и глиссады. При достижении высоты принятия решения пилот кнопкой на штурвале отключает режим стабилизации и переводит САУ-154-2 в режим штурвального управления.

4.4. АВТОМАТ ТЯГИ АТ-6-2

НАЗНАЧЕНИЕ

Автомат тяги АТ-6-2 предназначен для управления скоростью полета и представляет собой регулятор, который выводит самолет на заданную скорость полета и поддерживает эту скорость постоянной, воздействуя на секторы газа двигателей. С помощью АТ-6-2 обеспечивается также управление тягой двигателей по команде «Уход».

КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА БЛОКОВ АТ-6-2

В автомат тяги АТ-6-2 входят следующие блоки:

ПН-6 — приставка навигационная (правая) служит для осуществления пилотом операций по включению и выключению автомата и его отдельных элементов, по управлению скоростью полета и проведению тест-контроля автомата, а также для проведения контроля СТУ-154-2, аппаратуры ухода на второй круг и переключения режимов индикации на правый прибор ПНП-1.

На приставке расположены следующие органы управления автоматом тяги (рис. 39):

выключатель «ПОДГОТОВКА» для включения питания и режима «ПОДГОТОВКА»;

кнопка-табло «С» для включения режима управления и стабилизации приборной скорости;

нажимная гашетка для задания скорости полета путем перемещения индекса на приборах УС-И6;

переключатель «ОТКЛ. I—ОТКЛ. II», служит для отключения отказавшего канала, нормальное положение — нейтральное;

переключатель «УС-И ЛЕВ.—УС-И ПРАВ», определяет прибор УС-И6, по которому производится задание скорости;

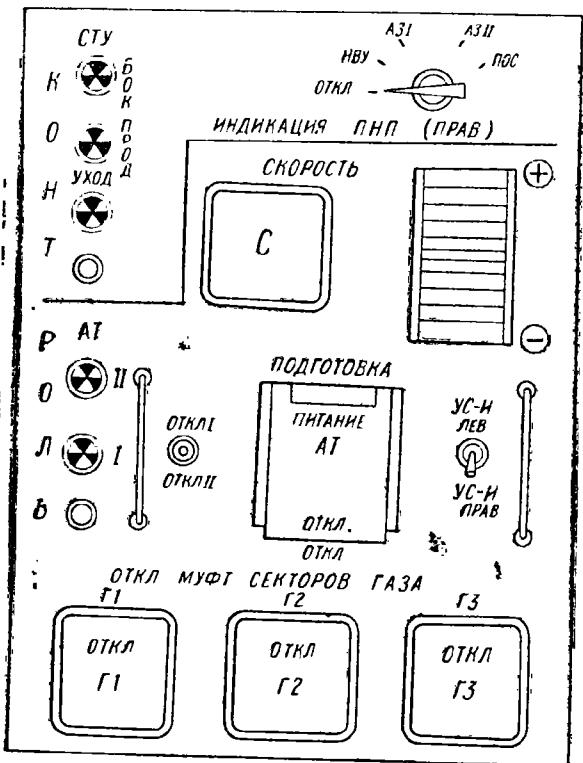


Рис. 39. Приставка навигационная ПН-6

кнопки-табло «Г1», «Г2» и «Г3», служат для отключения секторов газа двигателей от автомата и имеют два положения: нижнее, при котором цепь питания муфты исполнительного механизма замкнута и светосигнализаторы в кнопках не горят, и верхнее, при котором цепь муфты разомкнута и горят светосигнализаторы;

кнопка «КОНТРОЛЬ АТ» и светосигнализаторы «I» и «II», предназначены для тест-контроля автомата;

БА-18 — два блока автоматики для формирования сигналов управления тягой двигателей и контроля работоспособности каналов автомата;

УС-И6 — указатели скорости на левой и правой приборных досках, имеют стрелку для индикации текущей и индекс для индикации заданной приборной скорости, выдают на блок сигнал отклонения приборной скорости от заданного значения;

БДЛУ-0,5 — блок датчиков линейных ускорений, предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных линейному ускорению, действующему по продольной оси самолета;

ИМАТ-2-12-4В — исполнительный механизм автомата тяги, предназначен для перемещения секторов газа по сигналу команды от блока автоматики;

КСГ-1 — три блока концевых выключателей, установлены на РУД пилотов и служат для перевода автомата тяги на режим «ПОДГОТОВКА»; если пилот прикладывает усилие к головкам двух или трех РУД;

ВН-701-2С — два концевых выключателя для перевода автомата тяги на режим «ПОДГОТОВКА» при стопорении РУД борт-инженером;

БС-33 — блок связи для размещения элементов регулировки и выдачи сигнала отклонения текущей скорости от заданной на приборы ПКП-1;

ПКА-27 — платформа коммутационная автоматизированная для размещения блоков автоматики БА-18 и блока связи БС-33, для коммутации электрических цепей и осуществления связи автомата со смежными системами.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АВТОМАТА ТЯГИ АТ-6-2

В указатель скорости УС-И6 подается полное давление $P_{\text{пп}}$, статическое давление $P_{\text{ст}}$ и вырабатывается значение текущей приборной скорости V . С навигационной приставки ПН-6 вводится значение заданной скорости V_3 . Производится сравнение сигналов V и V_3 и вырабатывается сигнал разности текущей и заданной скорости $\Delta V = V_3 - V$. Этот сигнал вместе с сигналом тангажа ψ от МГВ-1СК и сигналом n_x от БДЛУ-0,5 подается на вычислитель, который преобразует сигналы в соответствии с принятым законом управления. Сигнал с выхода вычислителя после усиления подается на исполнительный механизм ИМАТ-2-12-4В, имеющий два канала с общим выходом на секторы газа (рис. 40).

Каждый канал механизма ИМАТ-2-12-4В состоит из двигателя-генератора ДГ-1 (ДГ-2) и электромагнитной муфты ЭМ1 (ЭМ2), включающей канал в работу. Общая часть механизма ИМАТ-2-12-4В состоит из редуктора, блока электромагнитных погружковых муфт ЭМ-3, ЭМ-4, ЭМ-5 для подключения выходов механизма к секторам газа двигателей и пересиливания работающего механизма и аварийных фрикционных муфт МП для пересиливания неисправного исполнительного механизма.

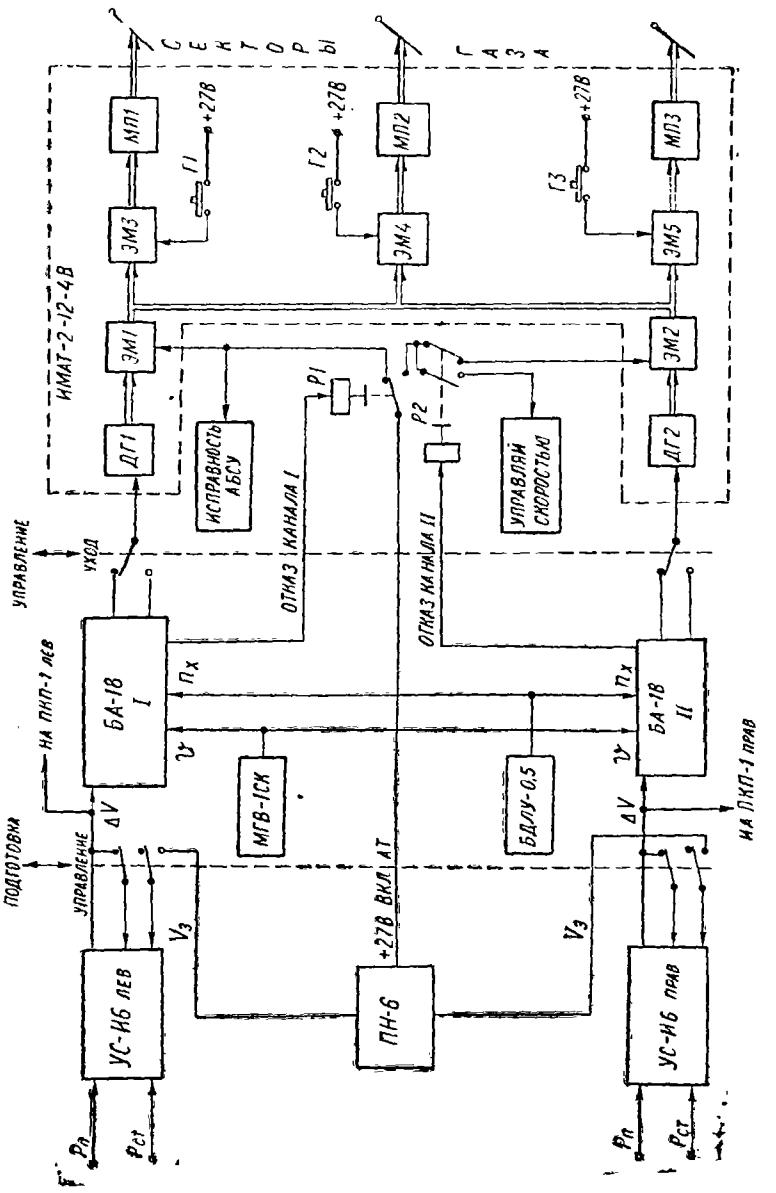


Рис. 40. Функциональная схема автомата тяги АТ-6-2

Автомат тяги может работать в режимах согласования приборов УС-И6, подготовки, управления и стабилизации скорости и ухода на второй круг.

Включение питания автомата тяги осуществляется с помощью АЗС «АТ1 п/к» на левой панели и «АТ2 п/к» на правой панели АЗС. Автомат тяги начинает работать в режиме согласования приборов УС-И6, питание подается на приборы и элементы схемы, обеспечивающие приведение индексов заданной скорости на УС-И6 к стрелкам текущего значения скорости. При изменении скорости полета индексы следуют за стрелками. В этом режиме автомат тяги работает от взлета до высоты построения предпосадочного маневра при заходе на посадку.

На высоте построения предпосадочного маневра на ПН-6 включить выключатель «ПОДГОТОВКА АТ», автомат тяги начинает работать в режиме подготовки. Питание подается на все элементы схемы и через 10–20 с формируется сигнал готовности, на ПН-6 загораются лампы I и II, нажатием кнопки КОНТРОЛЬ АТ проверяется интегральная исправность и готовность (кнопки-лампы гаснут).

Режим управления и стабилизации скорости включается нажатием кнопки-табло «С» на ПН-6. Загораются светосигнальные табло «АВТОМАТ ТЯГИ» на приборных досках пилотов и «АТ ВКЛ» на пульте бортинженера. Стабилизируется скорость, которую имел самолет в момент нажатия кнопки-табло «С».

Управление скоростью полета осуществляется перемещением индекса на выбранном указателе УС-И6 с помощью гашетки на ПН-6.

Скорость движения индекса 15–21 км/ч по шкале за секунду. Одновременно с индексом заданной скорости на УС-И6 перемещаются индексы скорости на приборах ПКП-1.

Режим «УХОД» включается нажатием кнопки на штурвале. На ИМАТ-2-12-4В подается сигнал для перемещения секторов газа со скоростью не менее 10°/с до концевых выключателей максимального газа, при срабатывании которых автомат тяги переходит в режим подготовки, при этом выдается напряжение +27 В на включение в АБСУ-154-2 режима ухода на второй круг. Если один из выходов ИМАТ-2-12-4В был отключен кнопкой «Г» на ПН-6, то переход на режим подготовки произойдет при срабатывании двух концевых выключателей. Последующее включение режима управления и стабилизации скорости возможно только после снятия командного сигнала ухода на второй круг.

Система контроля автомата тяги контролирует исправность блоков автоматики, исполнительного механизма и цепей питания. При отказе первого канала срабатывает реле Р1, которое отключает питание от муфты ЭМ1, подает питание на муфту ЭМ2 и выдает сигнал отсутствия резерва (гаснет светосигнальное табло ИСПР. АБСУ). Работает второй канал. При отказе второго

канала срабатывает реле Р2, и через контакты реле Р1 и Р2 вы-

дается сигнал критического отказа, включаются светосигнальные табло «УПРАВЛ. СКОРОСТЬ», звучит динамик. Необходимо выключить выключатель «ПИТАНИЕ АТ» на приставке ПН-6.

4.5. РЕЖИМ УХОДА НА ВТОРОЙ КРУГ

Питание вычислителя ухода ВУ-1-2 осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током 36 В 400 Гц. Автоматы защиты «ВЫЧИСЛИТЕЛЬ УХОДА I, II, III» установлены на левой панели АЗС. Включение питания ВУ-1-2 осуществляется выключателем «ПОДГОТОВКА ПОСАДКИ» на приставке ПН-5, при этом формируется сигнал готовности ухода и горит светосигнализатор «УХОД» на приставке ПН-6. Нажатием кнопки «КОНТРОЛЬ» проверяется интегральная исправность по сигналу готовности ухода (при нажатии кнопки светосигнализатор «УХОД» гаснет).

Режим «УХОД» включается кнопкой на штурвале или перестановкой РУД на взлетный режим, при этом режим захода на посадку отключается, в боковом канале АБСУ-154-2 включается режим стабилизации курса, а на управление РА-56В1 руля высоты и устройство триммерного эффекта подается сигнал Δv_{yx} , сформированный в вычислите ухода из следующих сигналов (рис. 41):

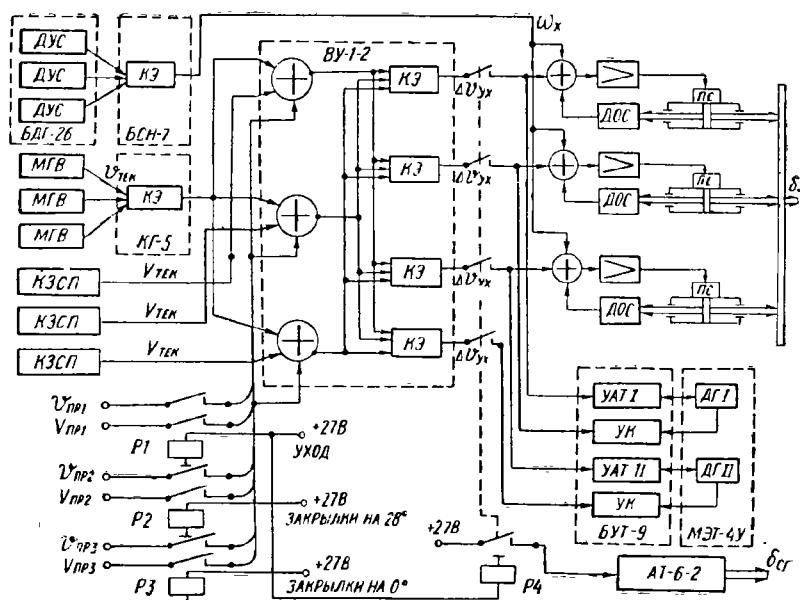


Рис. 41. Функциональная схема продольного канала системы АБСУ-154-2 в режиме «Уход»

V_t — сигнал текущей скорости от трех корректоров-задатчиков КЗСП;

θ_t — сигнал текущего тангажа от трех МГВ-1СК через квадруп-элемент;

сигналы программной скорости V_{np} и программного тангажа v_{np} , которые вводятся:

по команде «+27 В» при нажатии кнопки «УХОД» на штурвале или установке не менее двух РУД во взлетное положение ($V_{np} = 280$ км/ч, $v_{np} = 10^\circ$);

по команде «+27 В» от механизмов концевых выключателей левого или правого закрылков при уборке их с 45° до 28° ($V_{np} = 340$ км/ч, $v_{np} = 0^\circ$);

по команде «+27 В» при уборке закрылков с 28° до 0° ($V_{np} = 400$ км/ч, $v_{np} = 5^\circ$).

Под действием сигнала $\Delta\theta_{yx}$ самолет из режима снижения переводится в режим набора высоты при одновременном разгоне самолета до заданной скорости V_3 с последующей ее стабилизацией.

4.6. СИСТЕМА ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ АБСУ-154-2

НАЗНАЧЕНИЕ

Система встроенного контроля (СВК) служит для постоянно-го контроля за работоспособностью АБСУ-154-2 на земле и в полете. СВК выполняет следующие функции:

— осуществляет постоянный контроль работоспособности устройств и блоков;

— отключает отказавшее устройство и включает резервное исправное;

— переключает отказавший включенный режим на исправный резервный режим работы;

— обрабатывает информацию о работоспособности устройств и блоков и выдает экипажу сигнал интегральной исправности, а при отказах выдает командные сигналы на включение световой и звуковой сигнализации;

— позволяет вести полуавтоматический поиск отказавшего устройства или блока.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ

СВК является системой, воспринимающей информацию от собственных датчиков и от функционально-связанных систем, обрабатывающей эту информацию в соответствии с определенным алгоритмом и выдающей преобразованную информацию в виде команд на светосигнальные табло.

Система АБСУ-154-2 по основным каналам имеет трехкратное резервирование с применением кворум-элементного способа контроля исправности подканалов. Для контроля работы сервоприводов в САУ-154-2 применены электромеханические кворум-элементы, состоящие из микровыключателей рулевых агрегатов РА-56В1, логических устройств, релейных усилителей и устройств автоматической закольцовки питания. Для контроля цепей сигналов от гироревертилай МГВ-1СК, исправности датчиков угловых скоростей блоков БДГ-26, контроля работы вычислителей систем САУ-154-2, СТУ-154-2 применены электрические кворум-элементы, состоящие из ограничителей тока, сигнализаторов напряжения, логических устройств и релейных усилителей (рис. 42).

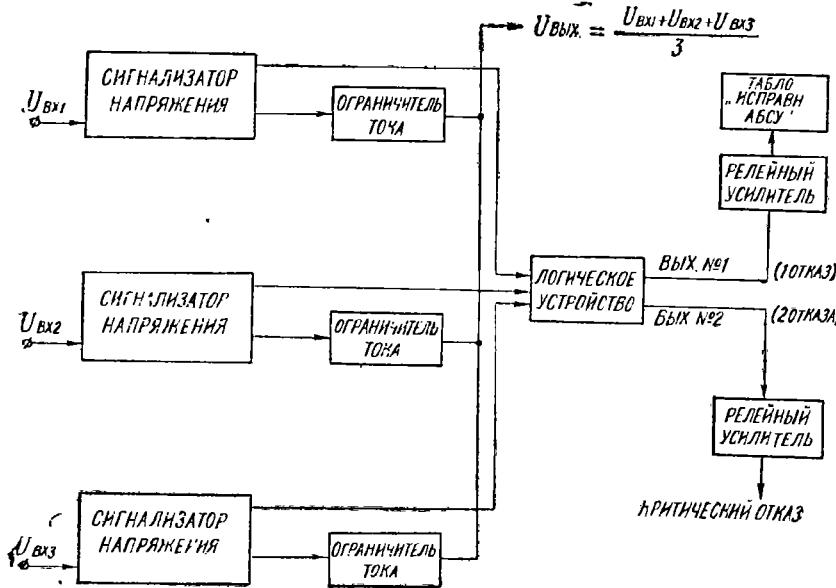


Рис. 42. Структурная схема узла контроля с использованием кворум элемента

Три входных сигнала в схеме осредняются и на выходе действует сигнал $U_{Bx} = (U_{Bx1} + U_{Bx2} + U_{Bx3}) : 3$

Каждый из входных сигналов сравнивается со средним значением выходного сигнала, и, если их разность превысит допустимое значение, то сигнализатор напряжения разрывает цепь данного входного сигнала, а с выхода № 1 логического устройства выдается сигнал отсутствия резерва (гаснет светосигнальное табло «ИСПР. АБСУ» на пульте поиска неисправностей ППН-13). Бортинженер может выяснить, в каком блоке и по какому подканалу произошел отказ, включив на ППН-13 режим «ПОИСК».

Система при одном отказе остается работоспособной, но выходной сигнал формируется как среднее арифметическое из двух входных сигналов. Если еще один сигнал будет отличаться от U_{Bx} на величину больше допустимой, то появляется сигнал критического отказа на выходе № 2 логического устройства, все три подканала отключаются с выдачей командной сигнализации.

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ПОИСК НЕИСПРАВНОСТЕЙ В АБСУ-154-2

Для проверки работоспособности системы АБСУ-154-2 и автоматизированного поиска отказавших блоков или режимов имеется пульт поиска неисправностей ППН-13, который может работать в режимах поиска неисправного блока, тест-контроля АБСУ и тест-контроля СВК.

На лицевой панели ППН-13 (рис. 43) расположены светосигнальные табло «ИСПР. АБСУ», табло подканалов «1», «2», «3», «4», табло «ИСПР. АБСУ», пульт управления.

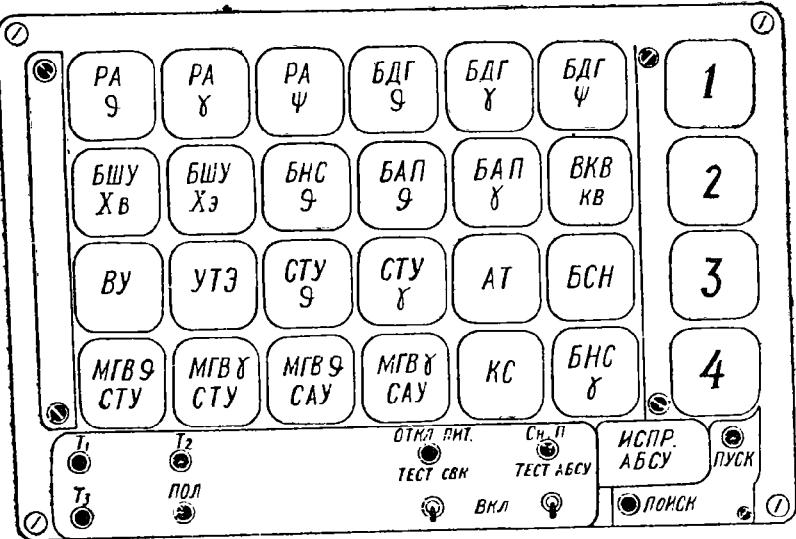


Рис. 43. Пульт поиска неисправностей ППН-13

«4», кнопки «ПОИСК», «ПУСК» и светосигнальные табло с номерами «1», «2», «3», «4», табло «ИСПР. АБСУ», пульт управления.

$PA\vartheta$, $PA\gamma$, $PA\phi$ — рулевой агрегат соответственно руля высоты (тангажа), элеронов (крена), руля направления (курса);

$BDG\vartheta$, $BDG\gamma$, $BDG\phi$ — блок демптирующих гироскопов соответственно по тангажу, крену, курсу;

$B\dot{U}X\vartheta$ — продольный канал блока штурвального управления;

БШУХ — боковой канал блока штурвального управления;

БНС — продольный канал блока навигации и сигнализации;

БАП_п, БАП_т — соответственно продольный и боковой каналы блока автопилота;

ВКВ — вычислитель корректора высоты, **КВ** — корректор высоты (корректор заданной высоты системы СВС-ПН-15-4Б);

ВУ — вычислитель ухода;

УТЭ — устройство триммерного эффекта;

СТУ_п, СТУ_т — соответственно продольный и боковой каналы системы траекторного управления;

АТ — автомат тяги;

БСН — блок связи навигационный;

МГВ_пСТУ, МГВ_тСТУ — цепи сигналов соответственно по тангажу и крену от МГВ-1СК в СТУ-154-2;

МГВ_пСАУ, МГВ_тСАУ — цепи сигналов по тангажу и крену от МГВ-1СК в САУ-154-2.

КС — корректор скорости (корректор—задатчик скорости приборной КЗСП);

БНС_т — боковой канал блока навигации и сигнализации.

При нажатии кнопки «ПОИСК» в ПН-13 запускается генератор, который выдает электрические импульсы с частотой 2—3 Гц на сдвигющий регистор, последовательно подключающий выходы кворум-элементов к светосигнальному табло с наименованием соответствующего блока и к полупроводниковому ключу. Последовательно загораются и гаснут светосигнальные табло РА_ф, РА_т и т. д. Если все блоки исправны, то по окончании режима поиска загорается светосигнальное табло «ИСПР. АБСУ». Если же в процессе проверки поиск доходит до кворум-элемента, на выходе которого имеется сигнал отказа, то полупроводниковый ключ останавливает поиск, высвечивается табло отказавшего блока и номер подканала. Для проверки исправности остальных блоков и устройств нужно при нажатой кнопке «ПОИСК» нажать и отпустить кнопку «ПУСК». Кнопками «ПОИСК» и «ПУСК» можно пользоваться как на земле, так и в полете.

На лицевой части под крышкой расположены:

кнопки «T1», «T2» и «T3», «ПОЛ.» — полярность и «ОТКЛ. ПИТ.» — отключение питания для проверки исправности кворум-элементов;

кнопка «СнП» — снятие памяти;

выключатели «ТЕСТ СВК» и «ТЕСТ АБСУ».

Перечисленные кнопки и выключатели под крышкой используются инженерно-техническим составом на земле при техническом обслуживании АБСУ-154-2. Кроме того, выключателем «ТЕСТ

СВК» и кнопкой «СнП» пользуется бортинженер при включении и проверке АБСУ-154-2 перед полетом.

4.7. ВКЛЮЧЕНИЕ И ПРЕДПЛЕТНАЯ ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ АБСУ-154-2

ВКЛЮЧЕНИЕ

Для включения системы необходимо:

1. Включить все АЗС системы АБСУ-154-2 и функционально связанных с ней систем на левой и правой панелях АЗС.

2. Включить три выключателя «БУСТЕРНОЕ УПРАВЛЕНИЕ» и убедиться по манометрам в наличии давления (210 ± 10) кгс/см² в первой, второй и третьей гидросистемах.

3. На пульте бортинженера включить девять выключателей «ГИДРОПИТАНИЕ РА-56. КУРС. КРЕН. ТАНГАЖ». Переключатель «КОЛЬЦЕВАНИЕ» установить в положение «АВТОМАТ», включить выключатель «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ». На верхнем электрощитке пилотов включить выключатели «САУ-СТУ», «БКК ПИТАН», «ПКП ЛЕВ», «ПКП ПРАВ», «МГВ КОНТР» и «АГР».

4. Через 3 мин после включения питания несколько раз нажать кнопки «АРРЕТИР» на пульте управления ПУ-46, проверить и подготовить к взлету авиагоризонты.

5. На приставке ПН-6 выключатель «ПИТАНИЕ АТ» установить в положение «ПОДГОТОВКА». Индексы заданной скорости на приборах УС-Иб должны находиться в согласованном положении со стрелкой в районе нуля шкалы. Кнопки-лампы «ОТКЛ. МУФТ СЕКТОРОВ ГАЗА Г1, Г2, Г3» отключены (находятся в верхнем положении), переключатель «УС-И ЛЕВ.—УС-И ПРАВ» — в положении «УС-И ПРАВ.», переключатель «ОТКЛ I—ОТКЛ II» — в нейтральном положении, РУД перемещаются с нормальными усилиями.

6. Включить и согласовать курсовую систему ТКС-П2, на приборах ПНП-1 правой кремальерой установить взлетный курс. На блоках управления аппаратуры «Курс МП-2» установить рабочую частоту, включить радиовысотомеры РВ-5.

7. На пульте ПН-13 открыть крышку, включить выключатель «ТЕСТ СВК» и нажать кнопку «ПОИСК». Последовательно загораются и гаснут табло с наименованием блоков. Если поиск прекращается, высвечиваются светосигнальные табло с наименованием блока и табло «1», «2» или «3», то нажать и отпустить кнопку «СнП». Повторять описанные операции с кнопками «ПОИСК» и «СнП» до погасания табло «1», «2», «3» и загорания светосигнального табло «ИСПР. АБСУ». Бленкеры «КРЕН» и «ТАНГАЖ» на ПУ-46 должны показывать символ штурвала.

При высвечивании светосигнальных табло «РА_ф», «РА_т» и

«РАЧ» и табло «1», «2», «3» или их сочетаний выключатель «КОЛЬЦЕВАНИЕ» установить в положение «РУЧНОЕ» (отключить систему контроля рулевых агрегатов), светосигнальные табло должны погаснуть. Выключатель «КОЛЬЦЕВАНИЕ» установить в положение «АВТОМАТ».

ПРОВЕРКА В РЕЖИМЕ ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Проверить прохождение сигнала управляемости в канале тангажа, для чего:

— стриммировать колонку штурвала в нейтральное положение, должно загореться светосигнальное табло «НЕЙТРАЛ. ТАНГАЖА»;

— установить переключатель «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН И РВ» в положение «ВЗЛЕТ—ПОСАДКА», загорается светосигнальное табло «ВЗЛЕТ ПОС. РВ»;

— отклонить колонку штурвала полностью на себя и от себя и убедиться по индикатору ИН-3-2Б в небольших отклонениях планки «Т»;

— стриммировать колонку штурвала полностью от себя и отклонить ее на себя, планка «Т» должна отклониться вниз;

— стриммировать колонку штурвала полностью на себя и отклонить ее на себя, планка «Т» должна отклониться вверх.

Проверить прохождение сигнала управляемости в канале крена, для чего штурвал отклонить вправо, затем влево, планка «Кр» индикатора ИН-3-2Б должна отклоняться соответственно по часовой и против часовой стрелки.

ПРОВЕРКА В РЕЖИМАХ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Проверить включение системы САУ-154-2, для чего на пульте управления ПУ-46 включить выключатели «КРЕН» и «ТАНГАЖ» и нажать кнопку «СТАБ», бленкеры покажут надпись «СТАБ», на приборной доске обоих пилотов загорятся светосигнальные табло «СТАБИЛ. БОКОВ» и «СТАБИЛ. ПРОДОЛ». На штурвале первого пилота нажать кнопку «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА», кратковременно срабатывает звуковая сигнализация, гаснут светосигнальные табло, бленкеры покажут символ штурвала. Повторно включить режим «СТАБ.» и проверить отключение САУ-154-2 от кнопки на штурвале второго пилота.

Включить режим «СТАБ.» и проверить его отключение по продольному каналу при отклонении колонки штурвала на 50 мм «на себя», затем «от себя» и отключение по боковому каналу при отклонении штурвала на 30° влево, затем вправо.

Проверить включение и отключение автомата тяги, для чего на приставке ПН-6 кнопки «Г1», «Г2» и «Г3» утопить, нажать кнопку-табло «С», которая загорается и загораются светосигнальные табло «АВТОМАТ ТЯГИ». Приложить усилие к РУД, срабатыва-

тывает кратковременно звуковая сигнализация, кнопка-табло «С», и светосигнальные табло «АВТОМАТ ТЯГИ» гаснут. Вновь включить автомат тяги и проверить отключение выключателем «ПИТАНИЕ АТ».

Проверить включение и отключение автоматического режима «УХОД», для чего включить автомат тяги, на ПУ-46 включить выключатели «КРЕН» и «ТАНГАЖ», на ПН-5 включить выключатели «ПОДГОТ. ПОСАДКА», нажать кнопки-табло «ЗАХОД» и «ГЛИСС», на штурвале первого пилота нажать кнопку «УХОД». РУД перемещаются во взлетное положение, светосигнальные табло «АВТОМАТ ТЯГИ» гаснут, загораются светосигнальные табло «УХОД» и «СТАБИЛ. БОКОВ», гаснет кнопка-табло «С», бленкеры «КРЕН» и «ТАНГАЖ» покажут надпись «СТАБ». Нажать кнопку «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА», кратковременно срабатывает звуковая сигнализация, погаснут светосигнальные табло «УХОД» и «СТАБИЛ. БОКОВ», бленкеры «КРЕН» и «ТАНГАЖ» покажут символ штурвала.

По окончании проверки на ПУ-46 выключить выключатели «КРЕН» и «ТАНГАЖ», на ПН-6 выключатель «ПИТАНИЕ АТ» установить в положение «ПОДГОТОВКА», кнопки «Г1», «Г2» и «Г3» вывести в верхнее положение, на ПН-5 нажать кнопку-табло «СБРОС ПРОГР».

ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ ВСТРОЕННОГО КОНТРОЛЯ

На приставке ПН-6 включить выключатели «ПОДГОТ. ПОСАДКА» и «СТРЕЛКИ КОМАНД», на приставке ПН-6 загораются светосигнализаторы «СТУ ПРОД», «СТУ БОК» и «УХОД», командные стрелки на приборах ПКП-1 устанавливаются в среднее положение. На ПН-6 нажать кнопку «КОНТРОЛЬ СТУ», светосигнализаторы «СТУ ПРОД», «СТУ БОК» и «УХОД» гаснут, на приборах ПКП-1 выпадают бленкеры и командные стрелки разводятся, на ППН-13 гаснет светосигнальное табло «ИСПР. АБСУ».

При отпускании кнопки светосигнализаторы «СТУ ПРОД», «СТУ БОК», «УХОД» и светосигнальное табло «ИСПР. АБСУ» загораются, на ПКП-1 бленкеры убираются, командные стрелки устанавливаются в среднее положение, что сигнализирует об исправности системы контроля СТУ-154-2 и режима «УХОД».

На приставке ПН-6 нажать кнопку «КОНТРОЛЬ АТ», гаснут светосигнализаторы «АТ1» и «АТ2», при отпускании кнопки светосигнализаторы загораются, что сигнализирует об исправности системы контроля автомата тяги.

4.8. СИГНАЛИЗАЦИЯ И НЕИСПРАВНОСТИ АБСУ-154-2

Включение соответствующих режимов работы АБСУ-154-2 индицируется на пульте управления ПУ-4к, навигационных приставках ПН-5 и ПН-6, приборах ПНП-1 и ПКП-1.

Одновременно сигнализация исправных режимов работы АБСУ-154-2 выведена на следующие светосигнальные табло приборной доски пилотов:

«КУРС» и «ГЛИСС» — включение автоматического режима захода на посадку в боковом и продольном каналах;

«СТАБИЛ. БОКОВ», «СТАБИЛ. ПРОДОЛ» — включение режимов стабилизации и управления по крену и тангажу;

«НВУ» — включение режима автоматического полета по сигналам НВУ-БЗ;

«VOR» — включение режима автоматического полета по сигналам маяка;

«ЗК» — включение режима доворота на заданный курс;

«СТАБ. Н», «СТАБ. В», «СТАБ. М» — включение режимов автоматической стабилизации высоты, скорости, числа M ;

«АВТОМАТ ТЯГИ» — включение режима стабилизации приборной скорости изменением тяги двигателей;

«УХОД» — включение режима автоматического ухода на второй круг;

СВК выдает следующую сигнализацию об отказах:
выпадают бленкеры на лицевую часть приборов ПНП-1 и ПКП-1;

загораются светосигнальные табло отказов подканалов РА-56В1 на панели АБСУ на пульте бортинженера;

загораются светосигнальные табло «БОКОВ. УПРАВЛ», «ПРОДОЛ. УПРАВЛ», «ДЕМПФЕР КУРС», «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ» «НВУ—VOR—АВТОМАТ», «ОТКАЗ МГВ КОНТР» на средней приборной доске пилотов;

загораются светосигнальные табло на козырьках приборной доски пилотов:

— управлай креном, — управлай тангажом,

— отказ автомата режима ухода на второй круг,

— отказ автомата тяги;

интегральный сигнализатор отказа  включается на высоте $H \leq 60$ м при следующих отказах: двух подканалов вычислителей САУ-154-2 или СТУ-154-2, двух подканалов РА-56В1 или БДГ-26, двух подканалов УТЭ, двух КЗСП, двух подканалов ВУ-1-2, двух МГВ-1СК.

Одновременно с загоранием командных светосигнальных табло звучит динамик. Динамик можно отключить:
нажатием кнопки «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА НА ШТУРВАЛЕ»;
выключателями «КРЕН» и «ТАНГАЖ» на ПУ-46;
выключателем «ПОДГОТОВКА» АТ-6-2 на ПН-6;
перемещением колонки или штурвала.

Экипаж обязан также немедленно выключить автоматический режим или прекратить пилотирование по командным стрелкам ПКП-1, если:

загорелись светосигнальные табло командной сигнализации об отказах АБСУ-154-2;

крен самолета превышает 30° при управлении самолетом от рукоятки «РАЗВОРОТ», 25° в режимах «VOR», «НВУ» или «ЗК» в процессе выполнения четвертого разворота, 8° после вписывания в равносигнальную зону курса;

на высоте ниже 100 м загорелись светосигнальные табло

— предел курса или — предел глиссады на козырьках приборной доски пилотов;

на приборах ПКП-1 выпали бленкеры АГ (отказ авиагоризонта) или бленкеры — и — (отказ каналов СТУ-154-2), на приборах ПНП-1 выпали бленкеры «К» или «Г» (отказ аппаратуры «КУРС МГ-2»);

при пролете ДПРМ, БПРМ и ВПР отклонение самолета от равносигнальных зон курса и глиссады по приборам ПНП-1 превышает допустимые значения, высота пролета не соответствует установленной для данного аэродрома, крен самолета больше $5-8^\circ$;

вертикальная скорость снижения после вписывания в глиссаду менее 1 м/с или больше 6 м/с или после пролета высоты 60 м достигла 5 м/с;

сработала сигнализация «Опасно, земля» системы ССОС или α_{kp} , $\alpha_{y\text{ доп}}$ автомата АУАСП-12КР;

значение текущей приборной скорости отличается от заданной более чем на ± 20 км/ч;

значение текущего числа M отличается от заданного более чем на $\pm 0,02 M$;

на органах управления самолетом (штурвале и педалях) появляются рывки или происходят колебания самолета по крену или тангажу.

В табл. 4 приводится примерный перечень неисправностей системы АБСУ-154-2.

Таблица 4

Проявление неисправности	Отказавший блок	Работа с системой
Режим штурвального управления		
На средней приборной доске загорелось светосигнальное табло «ДЕМПФЕР КУРС», звучит динамик	БДГ-26 или РА-56В1 по курсу	1. Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию. 2. Выключить на пульте бортинженера три выключателя гидропитания РА-5ВВ1 «КУРС»

Проявление неисправности	Отказавший блок	Работа с системой
На средней приборной доске загорелось свето-сигнальное табло «ДЕМ-ПФЕР КРЕН», звучит динамик, на бленкере «КРЕН» ПУ-46 появилась надпись «ОТКЛ»	БДГ-26 или РА-56В1 по крену	3. Выдерживать $M < 0,85$, $V_{pr} < 525$ км/ч 4. Избегать резких и больших перемещений педалей и штурвала 1. Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию 2. Выключить три выключателя гидропитания РА-56В1 «КРЕН» 3. Выдерживать $M < 0,85$, $V_{pr} < 525$ км/ч 4. Избегать резких и больших отклонений педалей и штурвала и учитывать, что для создания крена увеличивается расход штурвала 5. Заход на посадку выполнять на $V_{pr} = 270 - 280$ км/ч
На средней приборной доске загорелось свето-сигнальное табло «ДЕМ-ПФЕР ТАНГАЖ», звучит динамик, на бленкере «ТАНГАЖ» на ПУ-46 появилась надпись «ОТКЛ»	БДГ-26 или РА-56В1 по тангенсу	1. Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию 2. Выключить три выключателя гидропитания РА-56В1 «ТАНГАЖ» 3. Избегать резких перемещений колонки штурвала
На средней приборной доске загорелось свето-сигнальное табло «БОКОВ. УПРАВЛ.», звучит динамик	ДПС-2 или БШУ-4 по крену	1. Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию 2. Пилотировать самолет обычными приемами, учитывая, что возрастают расходы штурвала для создания крена
На средней приборной доске загорелось свето-сигнальное табло «ПРОДОЛ. УПРАВЛ.», звучит динамик	ДПС-4, ДПС-2 или БШУ-4 по тангенсу	1. На пульте бортинженера выключить выключатель «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЕМОСТЬ» и этим отключить продольный канал БШУ-4. Управляемость ухудшается, но демпфирование остается. Выключать только при стриммированных усилиях на колонке штурвала и отключенных полетных загружателях 2. Пилотировать обычными приемами, не допуская резких и больших отклонений колонки штурвала
Появились периодические колебания самолета в боковой плоскости или несигнализируемые отказы бокового канала системы устойчивости		1. Переключатель «КОЛЬЦЕВАНИЕ» установить в положение «РУЧНОЕ»

Проявление неисправности	Отказавший блок	Работа с системой
затемно изменилась эффективность поперечного и путевого управления		2. Выключить выключатели «КУРС» и «КРЕН» гидропитания РА-56В1 3. Поочередным включением подканалов определить по ведению самолета исправные каналы и оставить их включенными
Появились периодические колебания самолета в продольной плоскости, заметно изменилась эффективность продольного управления		1. Выключить выключатели «ТАНГАЖ» гидропитания РА-56В1. Выключение производить в горизонтальном полете при стриммированных усилиях на колонке штурвала. 2. Пилотирование производить плавным перемещением колонки штурвала, не прикладывая больших усилий
		Режим автоматического управления
Загорелось светосигнальное табло «ДЕМПФЕР КУРС»	БДГ-26 или РА-56В1 канала курса	Режим автоматического управления использовать без ограничений. При отключении режима выполнить те же действия, что и при отказе демпфера курса в режиме штурвального управления
Загорелось светосигнальное табло «ДЕМПФЕР КРЕН» или «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ». Сработала командная сигнализация 	БДГ-26 или РА-56В1 канала крена или тангенса	Нажать кнопку «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА», перейти на ручное управление самолетом и выполнить те же действия, что и при отказе демпферов в режиме штурвального управления
На бленкерах «КРЕН» и «ТАНГАЖ» ПУ-46 появилась надпись «ОТКЛ». Погасло светосигнальное табло включения режима стабилизации		
Загорелось светосигнальное табло «БОКОВ. УПРАВЛ.» или «ПРОДОЛ. УПРАВЛ.»	Датчики ДПС-2, ДПС-4 или блок БШУ-4	Рекомендуется автоматический режим использовать до снижения на ВПР при метеоминимуме не ниже СП-50. При отключении автоматического режима выполнить те же действия, что и при отказе блоков в режиме штурвального управления

Проявление неисправности	Отказавший блок	Работа с системой
Загорелось светосигнальное табло «ЛОЖНОЕ ТРИММИР»	Замыкание цепи гашетки «ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ»	Убедиться, что ни один пилот не пользуется гашеткой «ЗАГРУЖАТЕЛЬ РВ». Рекомендуется автоматический режим использовать до снижения на ВПР. Перед переходом на режим штурвального управления: — установить переключатель «ПОЛЕТНЫЙ ЗАГРУЖАТЕЛЬ РН И РВ» в положение «ВЗЛЕТ-ПОСАДКА», а затем переключатель «ПРОДОЛЬНАЯ УПРАВЛЯЕМОСТЬ» в положение «ВЫКЛЮЧЕНО»; — установить АЗС «ТРИММИРОВАНИЕ РВ1 п/к; АВАР» (левая панель АЗС) и «МЭТ II п/к» (правая панель АЗС) в положение «ВЫКЛЮЧЕНО» или выключить три выключателя на пульте бортинженера с аналогичными названиями. Нажать кнопку отключения автопилота. Пилотирование выполнять с учетом рекомендаций для полета при полном отказе управления триммированием руля высоты
Сработала командная сигнализация [] или [], длительно звучит динамик, погасли светосигнальные табло «СТАБИЛ. БОКОВ», или «СТАБИЛ. ПРОДОЛ», на блокере «КРЕН» или «ТАНГАЖ» ПУ-46 появился символ ЧР .	Боковой или продольный канал стабилизации САУ-154-2	Нажать кнопку «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» и перейти на режим штурвального управления. С помощью ПНП-13 выявить отказавший блок, включить режим стабилизации и использовать исправные режимы
Загорелось светосигнальное табло «НВУ — VOR — АВТОМАТ». Погасли светосигнальные табло режимов «НВУ» или «VOR» и загорелось светосигнальное табло «СТАБИЛ. БОКОВ».	Отказ блока БНС-1-2 или НВУ-БЗ и «Курс МП-2»	Нажать кнопку «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА», а затем перейти на использование в боковом канале режимов «ЗК» или «СТАБИЛ. БОКОВ».

Проявление неисправности	Отказавший блок	Работа с системой
		Режим автоматического захода на посадку
		1. Длительно звучит динамик, загорелись комадные табло [] , погасли светосигнальные табло режимов «КУРС» или «ГЛИСС» на приборной доске, светосигнализаторы «КОНТРОЛЬ СТУ» на ПН-6, кнопки-табло «ЗАХОД» или «ГЛИСС» на ПН-5, на блокерах «КРЕН» или «ТАНГАЖ» ПУ-46 появился символ ЧР , на приборах ПКП-1 комадные стрелки уставались в разведенное положение и появились блокеры отказа
		2. Выдается та же сигнализация, что и в предыдущем случае, дополнительно на приборах ПНП-1 появился блокер отказа «К» и «Г»
		3. Выдается та же сигнализация, что и в первом случае, но еще дополнительно загораются лампы на указателях УВ-Б
		4. Длительно звучит динамик, загорелось светосигнальное табло [] . гаснет светосигнальное табло «КУРС» на приборной доске и кнопка-табло «ЗАХОД» на ПН-5, на блокере «КРЕН ПУ-46» появился символ штурвала, на приборах ПКП-1 появились блокеры отказа и вертикальные комадные стрелки уставались в разведенное положение, на приборах ПНП-1 появились блокеры «КС»
		Отказ вычислителей бокового или продольного канала системы СТУ-154-2
		Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию. Заход на посадку выполнять в режиме штурвального управления по СП-50 и командам диспетчера посадки
		Убедиться в исправности авиа-горизонтов ПКП-1 по отсутствию блокиров «АГ», сравнить показания ПКП-1 с АГР-72А, ЭУП-53МК-500, ВАР-30 МК
		Отказ курсового или глиссадного приемников аппаратуры «Курс МП-2»
		Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию Заход выполнять в режиме штурвального управления по правилам ОСП и комадам диспетчера посадки
		Отказ радиовысотомеров РВ-5 № 1 и № 2
		Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию. Заход выполнять в режиме штурвального управления по правилам СП-50 и комадам диспетчера посадки
		Отказ ТКС-П2, т. е. отказ основного и контрольного гироагрегатов
		Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию Выполнять заход на посадку по отказавшему каналу в режиме штурвального управления по правилам СП-50 и комадам диспетчера

Проявление неисправности	Отказавший блок	Работа с системой
5. Длительно звучит динамик, загорелось светосигнальное табло	Отказ блоков, обеспечивающих работу САУ-154-2 в режиме «СТАБ»	Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию. Убедиться в исправности приборов ПКП-1. Заход на посадку выполнять в директорном режиме до ВПР при метеоминимуме не хуже I категории
или погасли светосигнальные табло «КУРС» или «ГЛИСС» на приборной доске, кнопки-табло «ЗАХОД» или «ГЛИСС» на ПН-б, на бленкерах «КРЕН» или «ТАНГАЖ» появился символ штурвала		
6. Выдается та же сигнализация, что и в п. 5, но на бленкерах «КРЕН» или «ТАНГАЖ» появилась надпись «ОТКЛ» и загорелись светосигнальные табло «ДЕМПФЕР КРЕН» или «ДЕМПФЕР ТАНГАЖ»	Отказ демпферов, т. е. РА-56В1 или БДГ-26 в каналах крена или тангажа	Кнопкой «ОТКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА» снять звуковую сигнализацию, выключить гидропитание РА-56В1. Заход на посадку выполнять при ручном управлении в директорном режиме по минимуму СП-50
7. Длительно звучит динамик, погасло светосигнальное табло «АВТОМАТ ТЯГИ», загорелось светосигнальное табло «УПРАВЛ. СКОРОСТЬ»	Отказ автомата тяги АТ-6-2	Выключить на ПН-б питание автомата тяги и управлять скоростью самолета вручную
8. Загорелось светосигнальное табло	Отказ режима автоматического ухода на второй круг	Продолжать заход на посадку до ВПР в автоматическом режиме при метеоминимуме не хуже I категории. При необходимости уход на второй круг выполнять в режиме штурвального управления

Глава 5 ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И САМОЛЕТНЫХ СИСТЕМ

5.1. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ И ИЗМЕРЕНИЯ ТОПЛИВА СУИТ-4-1Т

Топливная система самолета Ту-154Б-2 предназначена для бесперебойного питания двигателей топливом в любых условиях полета при различных режимах работы двигателей и обеспечивает необходимую дальность и продолжительность полета с сохранением центровки самолета в допустимых пределах. Топливо размещается в шести баках-кессонах центроплана и в отъемных частях крыла. Топливо в основные двигатели подается подкачивающими насосами из общего расходного бака № 1 в соответствии с установленным порядком расхода.

Система управления и измерения топлива СУИТ-4-1Т предназначена для:

измерения запаса топлива в каждом баке;

измерения суммарного запаса топлива во всех баках;

обеспечения равномерной выработки топлива из одноименных баков № 2 и 3 левого и правого крыла;

выдачи сигналов о суммарном запасе топлива на самолете в зависимости от общей заправки в бортовую магнитную систему регистрации параметров МСРП-64-2 и самолетный радиоответчик СОМ-64;

автоматического управления заправкой под давлением снизу в четырех вариантах: «15 т», «20 т», «25 т» и «П» (полней заправки);

автоматического управления расходом топлива по заданной программе исходя из условия сохранения центровки самолета;

сигнализации очередности расхода топлива и остатка топлива на самолете 2 500 кг.

По выполняемым функциям система СУИТ-4-1Т разделена на четыре части: топливомер, автомат выравнивания, заправки и расхода.

КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ

В комплект системы входят указатели топлива:
баков № 2 УТД4-1Т;
баков № 3 УТД4-2Т;
бака № 4 УТО2-5Т;

бак № 1 и суммы УТД4-3Т. Перечисленные указатели установлены на панели автоматики топлива и гидросистемы; суммарного запаса на самолете УТО2-6Т (установлен на приборной доске пилотов).

Кроме того, в состав системы входят:

переключатель ПГК1-6Т вариантов заправки («15 т», «20 т», «25 т», «П») баков № 2 и 3;

переключатель ПГК1-5Т вариантов заправки («2 т», «4 т», «П») бака № 4. Переключатели установлены на панели заправки топливной системы;

электроемкостные датчики (все 30 датчиков установлены сверху в баках-кессонах);

коммутационное устройство УКБ22-1Т. В него входят: блок измерения БИ-20-1Т, блок тарировки и программирования БТПЗ-1Т, блок преобразования суммы БПС3-1 и блок выравнивания БЦС6-1Т;

коммутационное устройство УКБ23-1Т. В него входят: релейные полупроводниковые блоки БРПЗА-6Т и БРП4-3Т, блок управления порядком расхода топлива БУПР2-1Т. Установлены коммутационные устройства под нишей передней опоры в районе шпангоутов № 18 и 19.

Технические данные

Питание системы от сети:

переменного тока	200/115 В 400 Гц
постоянного тока	27 В

Допустимая погрешность показаний топливомера ТС-1 в процентах от名义ального значения шкалы, не более:

при $t = (25 \pm 10)^\circ\text{C}$, $P = (750 \pm 30)$ мм рт. ст., относительной влажности $(65 \pm 15)\%$	$\pm 2\%$
в условиях, отличных от нормальных	$\pm 4\%$
в условиях тропического климата	$\pm 6\%$

Точность выравнивания количества топлива:

в баках № 2	(350 ± 150) кг
в баках № 3	(300 ± 100) кг

При разности топлива в одноименных баках левого и правого крыла (800 ± 200) кг автомат выравнивания отключается.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ТОПЛИВОМЕРА

Принцип действия основан на измерении электрической емкости датчика-конденсатора, которая изменяется при изменении количества топлива. Датчики топливомера устанавливаются в баках вертикально и представляют собой набор труб, которые образуют конденсатор. При заполнении баков топливом заполняются зазоры между трубами, а так как диэлектрическая проницаемость топ-

лива и воздуха различна, то изменение уровня топлива в баках приводит к изменению электрической емкости датчика. Следовательно, для измерения количества топлива в баках нужно измерить величину электрической емкости датчиков.

Топливомер имеет две самостоятельные схемы: схему измерения количества топлива по бакам и схему суммарного измерения топлива и суммарной сигнализации.

Схема измерения топлива в одном баке показана на рис. 44.

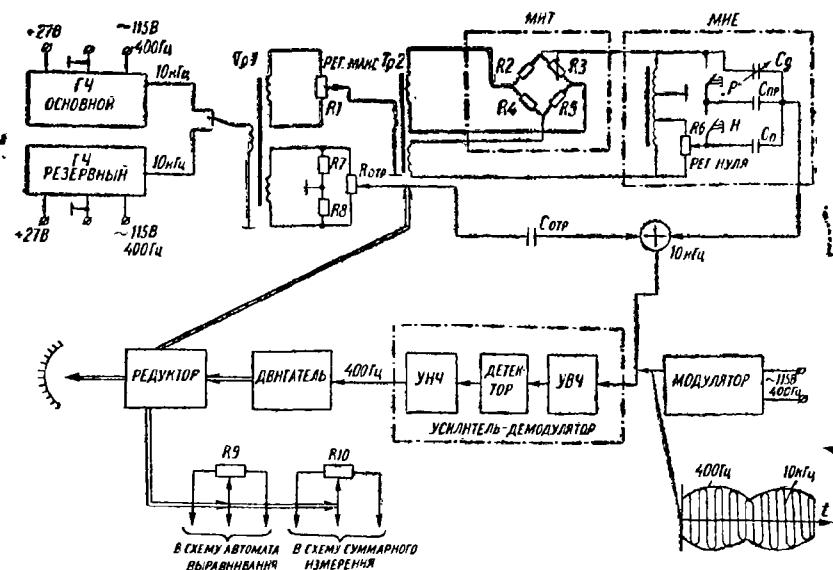


Рис. 44. Функциональная схема СУНТ4-1Т для измерения запаса топлива в одном баке

Она питается от двух генераторов повышенной частоты ГЧ основного и резервного. Наличие двух источников питания повышает надежность систем по цепям питания.

Переключение с основного источника (в случае его отказа) на резервный происходит автоматически.

Емкость датчика C_1 является одним из плеч емкостного измерительного моста МН7. Емкость C_0 является плечом сравнения и равна емкости C_1 «сухого» датчика, т. е. емкости датчика в пустом баке. Два других плеча моста образованы индуктивным делителем напряжения L .

При изменении количества топлива мост МН7 рассогласуется, с его диагонали снимается сигнал частотой 10 кГц, который модулируется сигналом 400 Гц и подается на усилитель-демодулятор. Сигнал с выхода усилителя-демодулятора частотой 400 Гц

подается в указатель на двигатель, который отрабатывает стрелку на количество заправленного топлива, щетку потенциометра R9 для выдачи сигнала в схему автомата выравнивания (при измерении топлива во вторых и третьих баках), щетку потенциометра R10 для выдачи сигнала в схему суммарного измерения и щетку потенциометра R_{отр}. Сигнал с моста отработки, образованного резисторами R7, R8 и R_{отр}, компенсирует сигнал с МИЕ.

Для компенсации погрешности измерения весового количества топлива от изменения плотности топлива при изменении температуры мост МИЕ питается через мост измерения температуры МИТ, одним из плеч которого является приемник температуры топлива R3.

Схема измерения суммарного количества топлива имеет шесть каналов измерения количества топлива в отдельных баках (рис. 45). Сигналы с потенциометров указателей количества топлива в отдельных баках суммируются, и результирующий сигнал подается на усилитель Y1 блока преобразования суммы БПС3

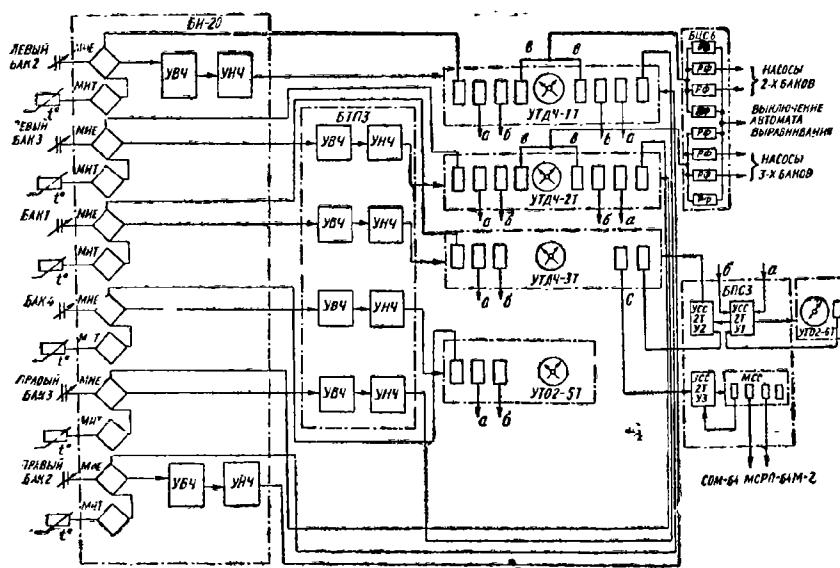


Рис. 45. Функциональная схема СУИТ4-1Т для измерения суммарного запаса топлива

(клещи «а» и «б»). Сигнал с первого выхода усилителя Y1 подается на двигатель указателя суммы УТО2-6Т для отработки стрелки, а со второго выхода через усилитель Y2 на двигатель указателя топлива в баке № 1 и суммы УТД-4-3Т для отработки стрелки с буквой «С» и щетки на потенциометре суммы. Сигнал

с потенциометра суммы указателя УТД4-3Т через усилитель УЗ блока БПС3 подается на двигатель, который отрабатывает щетку на потенциометре для выдачи сигнала о суммарном запасе топлива в МСРП-64М-2 и кулачки программного механизма. Механизм, начиная с 50% остатка топлива от полной заправки, через каждые 5% в сторону уменьшения выдает через диодную матрицу сигнал в ответчик СОМ-64.

ИНДИКАЦИЯ ПО УКАЗАТЕЛЯМ СИСТЕМЫ СУИТ4-1Т

Запас топлива для баков № 2 и 3 левого и правого крыла измеряется раздельно и независимо друг от друга, поэтому указатели УТД4-1Т и УТД4-2Т имеют две стрелки: одну с буквой «Л» (левый), другую с буквой «П» (правый). Указатель топливомера УТД4-1Т двухсторонний индицирует количество топлива в баках № 2 (левом и правом) по шкале от 0 до 11 000 кг с ценой деления 200 кг.

Указатель топливомера УТД4-2Т двухсторонний индицирует количество топлива в баках № 3 (левом и правом) по шкале от 0 до 6 400 кг, цена деления 200 кг.

Указатель топливомера УТО2-5Т односторонний индицирует количество топлива в баке № 4 по шкале от 0 до 8 000 кг, цена деления 200 кг.

Указатель топливомера УТД4-3Т двухсторонний индицирует количество топлива в баке № 1 (стрелка с цифрой «1») и суммарный запас топлива (стрелка с буквой «С»). Шкала от 0 до 47 000 кг, цена деления для стрелки «1» — 1 000 кг, для стрелки «С» — 10 000 кг.

Указатель топливомера УТО2-6Т индицирует суммарный запас топлива стрелкой с буквой «С» по шкале от 0 до 47 000 кг. На каждом указателе имеется по две кнопки «Н» и «Р» встроенного контроля для проверки схемы топливомера.

При нажатии на кнопку «Н» параллельно емкости C_o (см. рис. 44) подключается емкость C_{np} , что равносильно уменьшению емкости датчиков C_d . Имитируется уменьшение количества топлива, и стрелка указателя отрабатывается к нулевой отметке шкалы. При нажатии на кнопку «Р» емкость C_{np} подключается параллельно емкости датчиков C_1 , имитируется увеличение количества топлива, и стрелка указателя отрабатывается до 2/3 шкалы при пустых баках или на максимальное значение шкалы при наличии топлива в баках.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АВТОМАТА ВЫРАВНИВАНИЯ

Автомат выравнивания обеспечивает равномерную выработку топлива из одноименных баков № 2 и 3 левого и правого крыла.

Выравнивание топлива между одноименными баками происходит одновременно с измерением и автоматическим управлением расходом топлива.

Принцип работы автомата выравнивания заключается в сравнении напряжений, пропорциональных количеству топлива в однотипных баках № 2 и 3 левого и правого крыла (рис. 46).

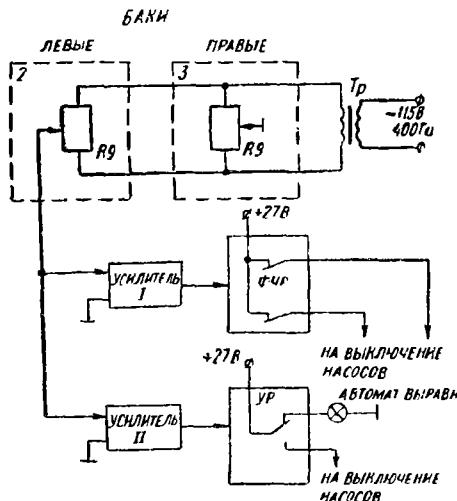


Рис. 46. К принципу действия автомата выравнивания

При равенстве количества топлива в одноименных баках напряжения на выходе потенциометров R9 равны нулю, сигналы на входе усилителей I и II отсутствуют. При разности в баках № 2 количества топлива в (350 ± 150) кг, в баках № 3 — в (300 ± 100) кг на вход усилителя I подается напряжение рассогласования, которое усиливается и заставляет срабатывать пороговое фазочувствительное реле ФЧР. В зависимости от фазы напряжения рассогласования ФЧР выдает сигнал на выключение насоса того бака, в котором количество топлива меньше.

При этом загорается светосигнализатор желтого цвета «ВЫРАВНИВАНИЕ» этого бака.

При разности количества топлива в сравниваемых баках (800 ± 200) кг срабатывает пороговое реле УР. При этом выдается сигнал +27 В на включение топливных насосов баков № 2 и 3, загораются четыре светосигнализатора «ВЫРАВНИВАНИЕ» и гаснет светосигнализатор зеленого цвета «АВТОМАТ ВЫРАВН». В этом случае необходимо перейти на ручное управление выравниванием, выключить насосы того бака, где топлива меньше. Цепи питания автомата выравнивания защищены автоматами защиты АЗСГК-2 и АЗФ1К-2 «АВТОМАТ ВЫРАВН», установленными на правой панели АЗС. Выключатель «АВТОМАТ ВЫРАВНИВ» расположен на панели автоматики топлива и гидросистемы

ПРИНЦИП РАБОТЫ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ЧАСТИ СИСТЕМЫ СУИТ4-1Т

Автоматическая часть состоит из схемы автомата заправки топливом и схемы автомата расхода.

Автоматическое управление насосами топливной системы, перекачки топлива и электромагнитными кранами по заданной программе осуществляется с помощью индуктивных сигнализаторов. Конструктивно сигнализаторы расположены внутри датчиков-конденсаторов, каждый из них состоит из герметично запаянной катушки (рис. 47) и поплавка с сердечником из ферромагнитного материала. При определенном уровне топлива поплавок, перемещаясь, вводит сердечник внутрь катушки. Индуктивность обмотки увеличивается, что приводит к рассогласованию электрического моста.

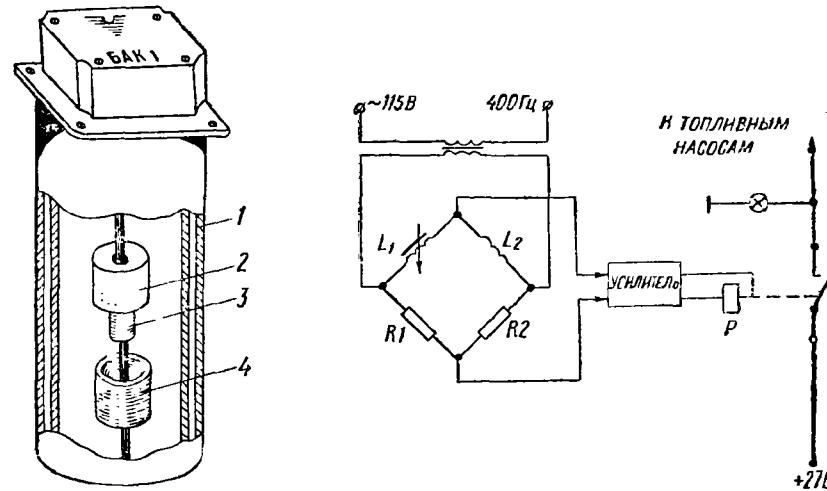


Рис. 47. К принципу действия автоматической части СУИТ4-1Т:
1 — трубы; 2 — поплавок; 3 — сердечник; 4 — катушка

Сигнал рассогласования моста подается на вход электронного реле, которое срабатывает и своими контактами замыкает цепь питания светосигнализаторов и контакторов, управляющих работой топливных насосов или электромагнитных кранов заправки.

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТОПЛИВОМЕРА

Для обеспечения работы топливомера нужно включить источники питания и проверить наличие напряжения. Включить АЗС автоматики топливной системы, два АЗСГК-2 «ТОПЛИВОМЕР» и «КОНТРОЛЬ», АЗФ1К-2 «ТОПЛИВОМЕР», расположенные на 9*

правой панели АЗС, выключатель «ТОПЛИВОМЕР» (на панели автоматики топлива и гидросистемы). При этом питание подается на измерительные блоки топливомера. Проверить исправность топливомера, для этого поочередно нажать на кнопки «Н» и «Р» на каждом из указателей. Перемещение стрелок соответственно к нулю и на максимальное значение шкалы должно быть плавным.

При нажатии кнопки «Н» одновременно со стрелками данного указателя должны перемещаться стрелки на указателях суммарного запаса топлива в сторону уменьшения количества топлива, находящегося в баке, на указателе которого нажата кнопка «Н». Сверить количество топлива по указателям суммарного запаса с количеством, указанным в задании на полет.

В полете перед отсчетом показаний каждый раз нажимать на кнопки и убеждаться в отработке стрелок. При отказе всего топливомера или стрелки «С» остаток топлива можно определить по указателю расходомера. При отказе одной стрелки указателя о количестве топлива в одноименном баке судят по количеству топлива в симметричном баке другого крыла.

5.2. СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ РАСХОДА ТОПЛИВА СИРТ1-2Т

Система измерения расхода топлива предназначена для измерения часового (мгновенного) расхода топлива (в кг/ч) каждым двигателем и запаса топлива во всей топливной системе самолета.

КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ

В состав системы входят: датчики расхода ДРТМС10АТ (3 шт.) и плотности ДПЕ5-1Т. Датчики установлены в трубопроводах топлива расходного бака № 1 по левому борту в районе шпангоутов № 50 и 51;

преобразователь сигналов ПС-1Т (установлен в техническом отсеке по правому борту в районе шпангоутов № 8—10);

указатель мгновенного расхода топлива УМРТ1-2Т (3 шт.) и суммарного запаса топлива УСЗТ-5Т. Указатели установлены на панелях пульта бортинженера.

Технические данные

Питание системы от сети:

переменного тока	200/115 В 400 Гц
постоянного	27 В

Допустимая погрешность показаний в процентах от名义ного значения шкалы при нормальных условиях не превышает:

при расходе 600—700 кг/ч	±2%
основном расходе 1400 кг/ч	±1,5%
расходе менее 600 кг/ч	не регламентируется
по суммарному запасу	±1 000 кг

Погрешность показаний в условиях, отличных от нормальных

±4%

Однаковые элементы системы в пределах одноименной тарировки взаимозаменяемы.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ СИРТ1-2Т

Датчик расхода ДРТМС10АТ установлен в магистрали подачи топлива из топливной системы на двигатель. Топливо, протекая через датчик расхода, приводит во вращение крыльчатку. Скорость вращения крыльчатки пропорциональна мгновенному расходу, а число оборотов — количеству протекающего через датчик топлива за данный отрезок времени работы двигателя. На выходе датчика расхода получаются два электрических сигнала: ЭДС переменной частоты, пропорциональная мгновенному расходу, и электрические импульсы, количество которых пропорционально количеству протекающего через датчик топлива.

ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА

Для измерения мгновенного расхода топлива на оси крыльчатки установлен постоянный магнит ПМ (рис. 48), который при вращении наводит ЭДС переменной частоты в обмотках. ЭДС с датчика ДРТМС10АТ поступает в преобразователь сигналов ПС-1Т на вход преобразователя частоты в напряжение ПЧН1Т.

В преобразователе ПЧН1Т спиралевидное напряжение преобразуется в постоянное, величина которого пропорциональна мгновенному расходу топлива. Это напряжение сравнивается с опорным стабилизированным напряжением и посредством следящей системы, состоящей из усилителя постоянного тока УСС2Т, исполнительного двигателя Д и потенциометра отработки, перемещает стрелку указателя мгновенного расхода УМРТ1-2Т. Шкала указателя УМРТ1-2Т отградуирована от 600 до 7 000 кг/ч, цена деления 200 кг/ч.

При измерении суммарного запаса топлива перед запуском двигателей стрелку указателя УСЗТ-5Т вручную с помощью кремальеры устанавливают на количество топлива, заправленного в топливную систему самолета. При запуске двигателя топливо, протекая через датчик ДРТМС10АТ, вращает крыльчатку. С крыльчаткой через редуктор связан сердечник, который за определенное количество оборотов крыльчатки вызывает изменение индуктивности обмоток и выдает импульс в измерительную схему.

Электрические импульсы с трех индуктивных преобразователей датчиков ДРТМС10АТ подаются на преобразователь суммарного расхода ПСР1. В ПСР1 происходит усиление, формирование и распределение приходящих импульсов в определении последовательности. Импульсы с выхода ПСР1 подаются в указатель суммарного запаса топлива УСЗТ-5Т на релейный шаговый двигатель ДРШ, который через дифференциал перемещает стрелку в сторону уменьшения запаса топлива.

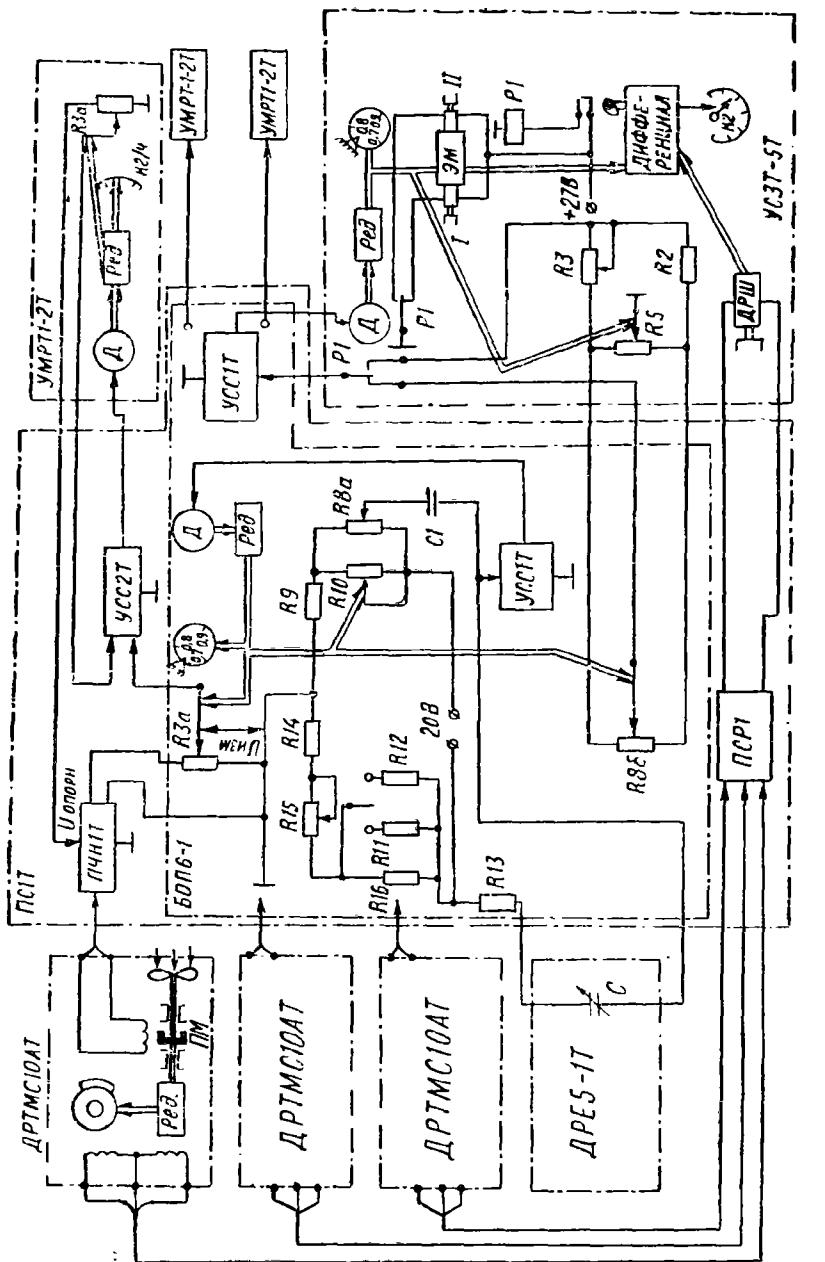


Рис. 48. Функциональная схема расходомера СИРТ1-2Т

Шкала указателя суммарного запаса топлива отградуирована от 0 до 50 000 кг, цена деления 1 000 кг. На лицевой части указателя имеется кремальера для установки стрелки перед запуском двигателей на количество заправленного топлива и ручка-кремальера «СТ», которую необходимо установить в положение, соответствующее сорту заправленного топлива.

ВНЕСЕНИЕ ПОПРАВКИ НА ПЛОТНОСТЬ ТОПЛИВА

Плотность, зависящая от сорта и температуры топлива, измеряется с помощью емкостного датчика плотности ДПЕ5-1Т и измерительной схемы блока отработки плотности БОП6-1.

Для измерения емкости датчика ДПЕ5-1Т, пропорциональной плотности топлива в БОП6-1, используется мост переменного тока. Два плеча моста образованы емкостью С датчика ДПЕ5-1Т и емкостью С1 блока БОП6-1, а два других плеча — резисторами R8a, R9, R10, R14, R15, R16. Мост отрегулирован из расчета, что рабочим является топливо Т-1. Так как применяемые топлива Т 1, ТС-1 и Т-7 при одной и той же плотности обладают различными диэлектрическими проницаемостями, то в схему моста вводится коррекция на сорт топлива. Переключатель сорта топлива установлен на указателе УС3Т-5Т и имеет три положения: «Т-1», «ТС-1» и «Т-7». При установке переключателя в положение «ТС-1» или «Т-7» резистор R16 в БОП6-1 шунтируется соответственно резисторами R12 или R11.

При изменении плотности топлива мост рассогласуется. Сигнал рассогласования через усилитель УСС1Т подается на двигатель Д, который через редуктор отрабатывает щетку потенциометра R10 до согласования моста, щетку потенциометра R8б для ввода поправки в схему суммарного расхода, шкалу плотности на блоке отработки плотности и щетку потенциометра R3а для ввода поправки в схему мгновенного расхода. Появляется сигнал рассогласования между измерительным и опорным напряжением, что приводит к изменению показаний мгновенного расхода. Таким образом, в показание указателя мгновенного расхода вносится автоматически и непрерывно поправка на изменение плотности топлива.

По системе запаса поправка на плотность вносится следующим образом. Потенциометр R8б, положение щетки которого пропорционально плотности, является элементом двойного активного моста.

Во время измерения плотности усилитель УСС1Т включен в диагональ к первому мосту. Сигнал рассогласования первого моста через усилитель УСС1Т подается на двигатель Д, который через редуктор перемещает шкалу плотности и щетку потенциометра R5 до согласования моста, т. е. в положение, соответствующее фактической плотности топлива. Движение от двигателя через электромагнитную муфту ЭМ на дифференциал не передает-

ся, так как тормозная часть муфты I находится под током, а рабочая часть II обесточена.

Когда через датчики расхода пройдет 500 кг топлива, в указателе УСЗТ-5Т сработает микровыключатель В1 и включит реле Р1. Реле Р1 одной группой контактов отключает тормозную часть, включает рабочую часть муфты ЭМ, а второй группой контактов переключает усилитель УСС1Т с диагонали первого моста на диагональ второго. Второй мост потенциометром R3 отрегулирован на расчетную плотность топлива 0,8 г/см³. В диагонали второго моста появляется сигнал, пропорциональный разности фактической и расчетной плотности топлива. Этот сигнал через усилитель УСС1Т подается на двигатель, который отрабатывает шефту потенциометра R5 до согласования моста и через муфту ЭМ и дифференциал отрабатывает стрелку указателя на величину поправки. Если плотность меньше 0,8 г/см³, то поправка вычитается, если больше, то прибавляется к количеству топлива, прошедшего через три датчика расхода.

После внесения поправки на плотность контакты микровыключателя В1 размыкаются, реле Р1 обесточивается, начинается процесс измерения действительной плотности и далее процесс повторяется.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ

Перед запуском двигателей на указателе УСЗТ-5Т суммарного запаса установить левую кремальеру в положение сорта направляемого топлива, а правой кремальерой — стрелку установить на количество топлива, определяемого по стрелке «С» указателя топливомера с учетом поправочной таблицы в стояночном положении самолета. Запрещается после запуска двигателей корректировать с помощью кремальеры показания указателя.

После корректировки включить АЗСГК-2 и АЗФ-1К-5 «РАСХОДОМЕР», расположенные на правой панели АЗС.

В полете значения часового расхода топлива каждым двигателем определять по стрелкам указателей мгновенного расхода УМРТ1-2Т, а суммарный запас топлива на самолете — по указателю УСЗТ5-1Т, показания которого по мере расхода топлива уменьшаются. В процессе полета периодически сравнивать показания запаса топлива по расходомеру с показаниями стрелки «С» указателя топливомера.

Допустимая разность показаний между указателями расходомера и топливомера не должна быть более 3 100 кг при исправных топливных магистралях и баках, а также при отсутствии утечки топлива из магистралей, находящихся за датчиком расхода.

5.3. СДВОЕННАЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ АППАРАТУРА 2ИА-7А-710

Сдвоенная измерительная аппаратура 2ИА-7А-710 предназначена для измерения температуры выходящих газов авиадвигателя НК-8-2У в условиях полета и на земле. Аппаратура работает совместно с регулятором температуры РТ12-9АТ, который ограничивает температуру выходящих газов при работе двигателей на максимальных оборотах.

КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ

В состав аппаратуры входят:

указатели температуры УТ-7А-710 (3 шт.) на панели приборов контроля двигателей;

усилители 2УЭ-6В (2 шт.) под пультом бортинженера. Каждый усилитель имеет два одинаковых независимых канала. Один канал является резервным;

переходные компенсирующие колодки ПК-9Б (3 шт.), укрепленные на кольце I ступени компрессора НД двигателя. Аппаратура работает в комплекте с термопарами Т-93. На каждом двигателе в специально предусмотренных штуцерах реактивного сопла установлено четыре сдвоенных термопары Т-93, работающих как на измерительную схему аппаратуры 2ИА-7А-710, так и на регулятор температуры РТ12-9АТ.

Технические данные

Питание от сети переменного тока	200/115 В 400 Гц
Диапазон измерения температур	от 0 до 1200°С
Рабочий диапазон	300—1000°С
Цена деления шкалы точного отсчета	5°С
Цена деления шкалы грубого отсчета	50°С

Одноковые элементы комплекта аппаратуры в пределах единой тарировки взаимозаменяемы.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ 2ИА-7А-710

Термопара Т-93 преобразует значение температуры выходящих газов в термоэлектродвижущую силу (ТЭДС). ТЭДС четырех групп термопар Т-93 суммируются и подаются в измерительную схему.

Принцип действия измерительной схемы основан на компенсационном методе измерения ТЭДС. ТЭДС от батареи термопар сравнивается с напряжением компенсации U_c , снимаемым с потенциометра R (рис. 49), питанного стабилизированным напряжением постоянного тока. ТЭДС и напряжение компенсации U_c включены встречно, и если они равны, то взаимно компенсиру-

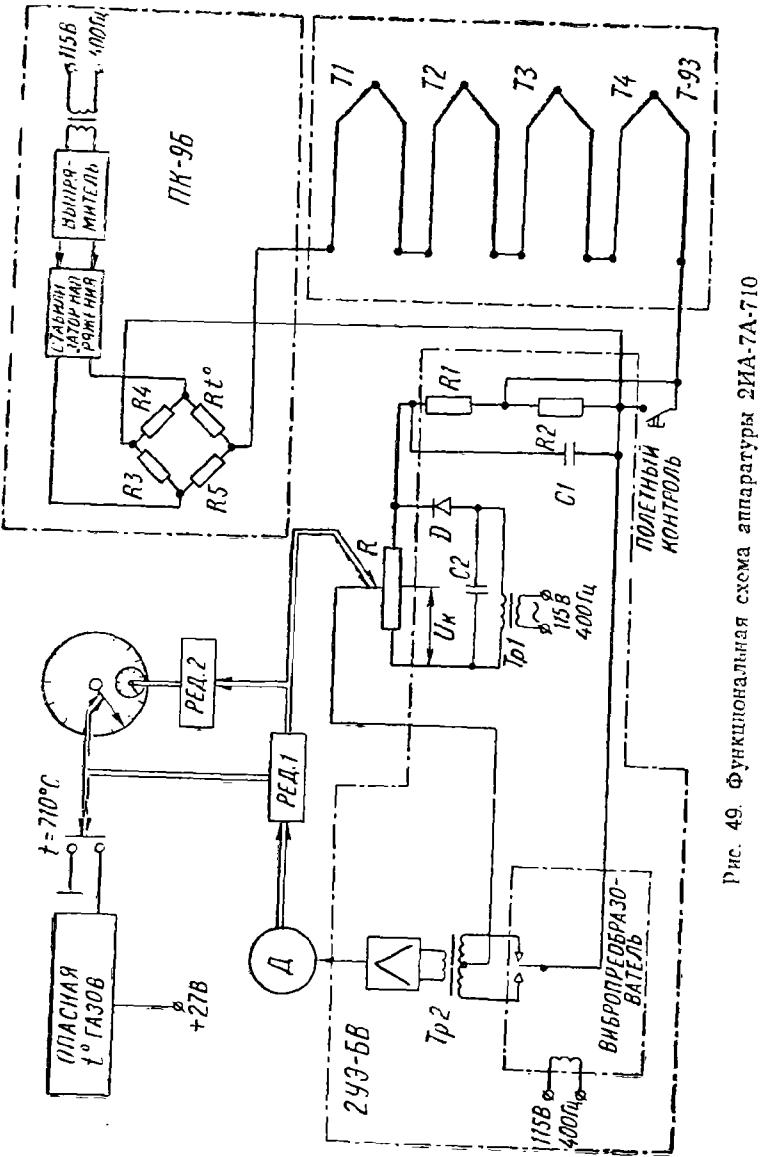


Рис. 49. Функциональная схема аппаратуры 2ИА-7Л-710

ются. При работе вибропреобразователя по полуобмоткам трансформатора Tr2 ток не протекает, и сигнал на усилитель не подается.

При изменении температуры выходящих газов изменяется значение ТЭДС. Разность ТЭДС и напряжения U_k вызывает протекание тока по полуобмоткам трансформатора Tr2, которые коммутируются с частотой 400 Гц за счет работы вибропреобразователя, т. е. сигнал постоянного тока преобразуется в сигнал переменного тока и подается на усилитель. Сигнал с усилителя отрабатывается двигателем D, который перемещает стрелки указателя и щетку потенциометра R до положения равновесия, при котором новое значение ТЭДС уравновешивается напряжением компенсации U_k . Каждому значению ТЭДС, а следовательно, и измеряемой температуры соответствуют вполне определенные положения стрелок по шкале указателя. Для устранения влияния изменения напряжения питания на погрешность аппаратуры схема сравнения питается от стабилизированного источника напряжения. Резистор R1 и конденсатор C1 являются фильтром в измерительной цепи и одновременно уменьшают колебания подвижной системы указателя около точки равновесия.

Резистор R2 включен параллельно батарее термопар, и его сопротивление значительно больше сопротивления цепи термопар, поэтому при ее обрыве увеличивается зона нечувствительности прибора. Стрелки указателя останавливаются на участке 0—150° или за нулевой отметкой шкалы. Для компенсации изменения ТЭДС холодного спая батареи термопар при изменении температуры окружающей среды встречено с ТЭДС холодного спая термопар включено компенсирующее напряжение переходной колодки ПК-9Б. Компенсирующее напряжение снимается с диагонали электрического моста, одним плечом которого является теплочувствительный резистор, имеющий температуру холодного спая термопар. Мост питается стабилизированным напряжением постоянного тока. При изменении температуры окружающей среды изменяется ТЭДС холодного спая термопар, но одновременно изменяется и компенсирующее напряжение мостовой схемы за счет изменения сопротивления теплочувствительного резистора.

Следовательно, в измерительную схему подается сигнал от батареи термопар, соответствующий температуре ее горячего спая, поэтому показания указателя не зависят от изменения температуры наружного воздуха. Указатель имеет узел сигнализации. При показании прибора температуры выходящих газов 710°С загорается светосигнальное табло «ОПАСНАЯ ГАЗОВ» в ТС-2 «СИГНАЛИЗАЦИЯ РЕЖИМА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ» на панели приборов контроля двигателей. Для проверки работоспособности измерительной схемы имеется кнопка «ПОЛЕТНЫЙ КОНТРОЛЬ», установленная рядом с указателем. При нажатии кнопки батарея термопар шунтируется, напряжение U_k оказывается нескомпенсированным и заставляет двигатель отрабатывать стрелки на умень-

шение показаний от 0 до 150° С. При отпускании кнопки стрелки возвращаются в исходное положение.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ 2ИА-7А-710

Перед запуском авиадвигателей включить три АЗС «ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛИ 1, 2, 3» на правой панели АЗС и три выключателя «КОНТРОЛЬ ТЕМПЕРАТУРЫ», расположенные рядом с указателями. На земле и в воздухе контролировать работоспособность аппаратуры нажатием кнопок «ПОЛЕТНЫЙ КОНТРОЛЬ», при этом показания соответствующего указателя должны уменьшаться до 0—150° С.

5.4. АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ ВИБРАЦИИ ИВ-154

Бортовая вибропримерительная аппаратура ИВ-154 предназначена для контроля уровня виброскорости двигателей в процессе их эксплуатации и для сигнализации об опасных виброперегрузках. Вибрационные перегрузки двигателя могут увеличиться, достигая критического значения при нарушении нормальной работы отдельных узлов двигателя или при резонансе, т. е. при совпадении частоты вибрации с частотой собственных колебаний двигателя.

КОМПЛЕКТ И РАЗМЕЩЕНИЕ

Аппаратура содержит в своем составе:

датчики вибрации МВ-28А (6 шт.), по два на каждом двигателе для измерения вибрации передней и задней опор;

двухканальные электронные блоки БЭ-8 (3 шт.), установленные под пультом бортинженера;

индикатор вибрации ИВ-200, переключатель «ДВИГАТЕЛИ» на три положения «1, 2, 3», переключатель измерения вибрации по опорам «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ—ОПОРА ЗАДНЯЯ», две кнопки «КОНТРОЛЬ ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ», «КОНТРОЛЬ ОПОРА ЗАДНЯЯ» и три выключателя питания (установлены на панели приборов контроля работы двигателей пульта бортинженера).

Технические данные

Питание аппаратурой от сети:

переменного тока

постоянного тока

200/115 В 40 Гц

27 В

50—200 Гц

5 мм/с

Полоса пропускания электронного блока

Чувствительность электронного блока, не менее

Погрешность измерения виброскорости в нормальных условиях в процентах от верхнего предела измеряемого диапазона не превышает в пределах шкал:

20—40 мм/с	±15%
60—100 мм/с	±10%
40—60 мм/с	±15% от измеряемой величины

Максимально допустимая вибрация по опорам:

передней в горизонтальном полете и на снижении	40 мм/с
передней в наборе высоты	60 мм/с
задней в любом режиме полета	40 мм/с

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ ИВ-154

Датчик МВ-28А жестко крепится на двигателе и служит для преобразования скорости линейной вибрации, действующей в вертикальной плоскости, в электрическое напряжение.

Чувствительным элементом датчика является постоянный магнит, подвешенный на пружинах внутри обмотки (рис. 50). Под действием вибрации двигателя постоянный магнит перемещается относительно обмотки, поле магнита пересекает витки обмотки и индуцирует в ней ЭДС, величина которой пропорциональна скорости относительного перемещения магнита и обмотки, а частота равна частоте вибрации. Сигнал от датчика подается на эмиттерный повторитель, который согласует сопротивление датчика со входом полосового фильтра. Полосовой фильтр оказывает минимальное сопротивление для сигналов частотой 50—400 Гц и обеспечивает затухание сигналов других частот. Сигнал с выхода полосового фильтра подается на вход частотоизбирательного усилителя. В усилителе применена отрицательная обратная связь через двойной Т-образный фильтр. Фильтр имеет большое сопротивление для сигналов частотой 50—200 Гц и малое сопротивление для сигналов других частот, поэтому по сигналам частотой 50—200 Гц усилитель имеет максимальный коэффициент усиления, а по остальным сигналам — минимальный.

Сигналы каналов передней и задней опор через эмиттерные повторители поступают на схему сравнения, а также через переключатель П1 «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ—ОПОРА ЗАДНЯЯ» могут подаваться на измеритель виброскорости.

Устройство сравнения осуществляет автоматический выбор максимального из двух сигналов и подает его на ждущий мультивибратор.

Если двигатель по передней и задней опорам начнет вибрировать с опасной скоростью, то ждущий мультивибратор начинает генерировать импульсы, которые идут на усилитель мощности и вызывают срабатывание реле Р3 (Р4 или Р5 в каналах второго и третьего двигателя). Реле включает светосигнальное табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА». Для того чтобы определить, по какой

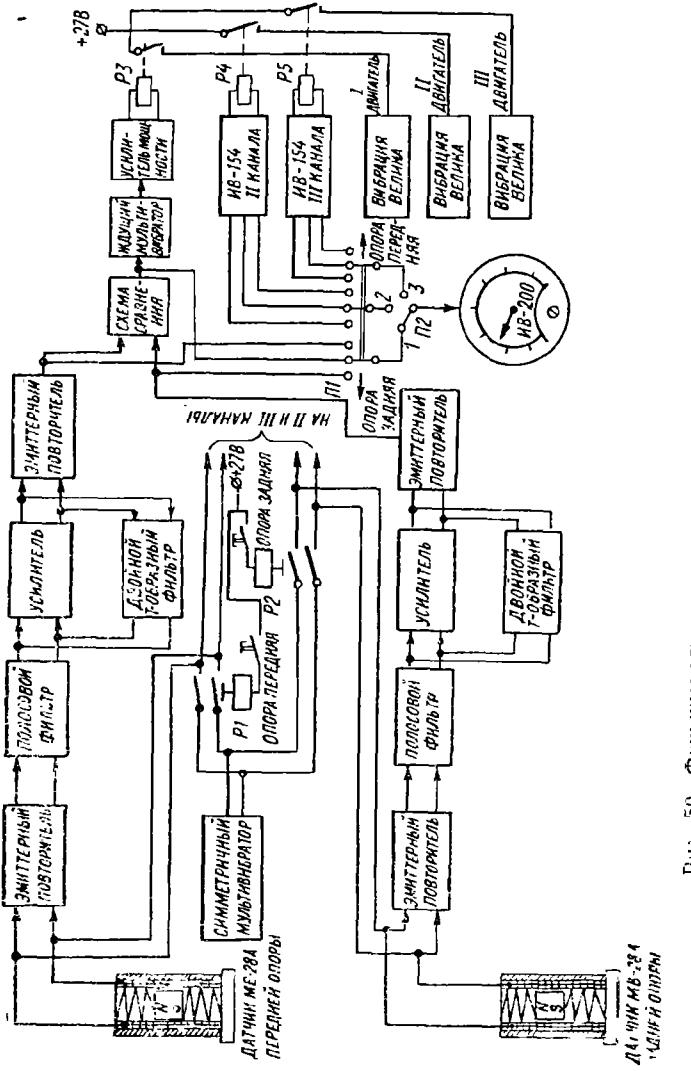


Рис. 50. Функциональная схема измерителя вибрации ИВ-154

опоре скорость вибрации опасна, необходимо переключатель П1 установить в положение «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ», затем в положение «ОПОРА ЗАДНЯЯ» и отсчитать показания по измерителю.

Аппаратура ИВ-154 имеет встроенный контроль, который состоит из симметричного мультивибратора, кнопок контроля «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ», «ОПОРА ЗАДНЯЯ» и реле Р1 и Р2. Если переключатель П1 установить в положение «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ» и нажать кнопку «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ», то срабатывает реле Р1, которое подает сигнал от симметричного мультивибратора частотой 120 Гц на вход канала, стрелка измерителя отклоняется на величину (85 ± 15) мм/с и включается светосигнальное табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА». Такая же сигнализация выдается при установке переключателя П1 в положение «ОПОРА ЗАДНЯЯ» и нажатии кнопки «ОПОРА ЗАДНЯЯ». Так можно проверить работу каналов по всем двигателям, устанавливая переключатель П2 в положения «1», «2» и «3».

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ИВ-154

Перед запуском двигателей включить три АЗС «ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЬ 1, 2, 3» на правой панели АЗС, три выключателя питания рядом с измерителем виброскорости. Поочередной установкой переключателя П2 выбора двигателей в положения «1», «2», «3», установкой переключателя П1 «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ—ОПОРА ЗАДНЯЯ» в соответствующее положение и нажатием кнопок «ОПОРА ПЕРЕДНЯЯ» и «ОПОРА ЗАДНЯЯ» проверить исправность виброизмерительной аппаратуры.

При нажатии кнопок должно загореться светосигнальное табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА», а стрелка указателя должна устанавливаться в диапазоне 70—100 мм/с.

При наборе высоты (один раз в каждом наборе) контролировать уровень вибрации по передним и задним опорам всех двигателей.

При этом уровень вибрации не должен превышать по передним опорам 60 мм/с, по задним 40 мм/с.

В полете при загорании светосигнального табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА» проверить кнопками исправность виброизмерительной аппаратуры. Если виброаппаратура исправна, т. е. при нажатии кнопок стрелка отклоняется на 70—100 мм/с и включается светосигнальное табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА», то переключатель П2 поставить на индекс двигателя с повышенной вибрацией, снизить режим работы двигателя до погасания светосигнального табло «ВИБРАЦИЯ ВЕЛИКА» и уменьшения виброскорости по измерителю по передней и задней опорам до 40 мм/с, а в наборе высоты до 60 мм/с по передней и до 40 мм/с по задней опоре и, не превышая установленного режима, продолжить полет. Если же при снижении режима вибрация не уменьшается, то двигатель выклю-

чить (на взлете двигатель выключить после набора безопасной высоты). Если же при проверке вибромагнитной аппаратуры с помощью кнопок выявлена ее неисправность, то двигатель не выключать.

5.5. РАСХОДОМЕР ВОЗДУХА УРВ-1500К

На самолете Ту-154Б2 установлены два расходомера воздуха УРВ-1500К, предназначенные для измерения расхода воздуха, поступающего по левой и правой магистралям в кабину. Общий расход воздуха равен сумме показаний двух указателей.

Каждый прибор состоит из датчика и указателя расхода воздуха (рис. 51, а). Датчиком являются мерные шайбы, установленные в трубопроводах воздуха по левой и правой магистралям в районе шпангоута № 41. Поток воздуха, проходя шайбу, сужается, его скорость увеличивается, а давление падает. Перепад давления воздуха до и после мерной шайбы пропорционален количеству воздуха, прошедшего через шайбу за единицу времени, и измеряется указателем. В герметичный корпус указателя через штуцер С подается давление потока воздуха за мерной шайбой, а в манометрическую коробку через штуцер Д — давление потока до мерной шайбы. Ход манометрической коробки под действием перепада давления передается на стрелку, которая указывает расход воздуха в условных единицах по шкале, отградуированной от 0 до 15. Цена условной единицы 330 кг/ч.

5.6. УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ УВПД-5-0,8К

Указатель УВПД-5-0,8К измеряет условную высоту в кабине (относительно давления 760 мм рт. ст.) и разность между давлением воздуха в герметичной кабине и в окружающей атмосфере.

В соответствии с назначением УВПД-5-0,8К имеет два чувствительных элемента: анероидные коробки для измерения барометрического давления кабины и манометрическую коробку для измерения перепада давления воздуха в кабине и в атмосфере (рис. 51, б). В корпус прибора через штуцер Д подается воздух из кабины. Давление воздуха воспринимается анероидными коробками и передается на стрелку, которая по шкале, отградуированной от -300 до 5 000 м (цена деления 100 м), указывает высоту.

К манометрической коробке через штуцер С подводится давление от второй статической магистрали самолета. Ход коробки передается на стрелку перепада давления. Шкала отградуирована от -0,03 до +0,8 кгс/см², оцифровка через 0,1 кгс/см², цена деления при положительном перепаде 0,02 кгс/см², при отрицательном перепаде 0,01 кгс/см². Перед полетом следует убедиться

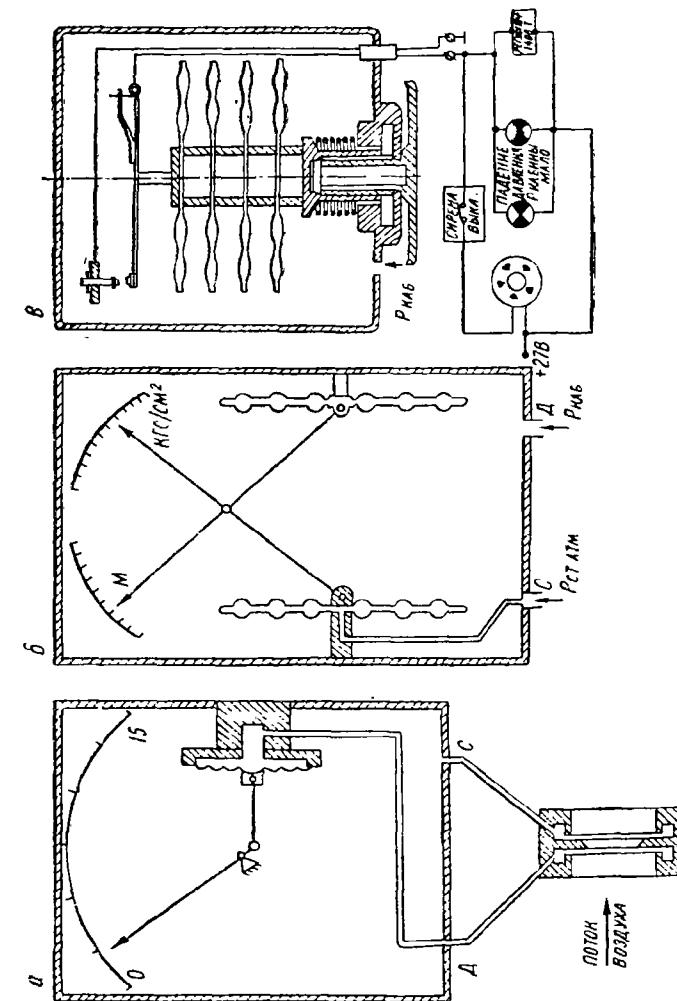


Рис. 51. Приборы герметичной кабине:
α — УРВ-1500, β — УВПД-5-0,8, γ — ВС-4Б

по УВПД-5-0,8, в том, что стрелка перепада давления находится на нуле, а «высота» в кабине соответствует барометрической высоте аэродрома. При наборе высоты до 7200 м перепад давления растет и достигает постоянного уровня (0.63 ± 0.02) кгс/см². При этом высота в кабине зависит от высоты полета, но не должна превышать (3000 ± 150) м.

5.7. ВЫСОТНЫЙ СИГНАЛИЗАТОР ВС-46

Высотный сигнализатор предназначен для информации членов экипажа о необходимости перехода на кислородное питание при падении давления в герметичной кабине ниже допустимого.

ВС-46 представляет собой кабинный высотомер с контактным устройством, которое при условной высоте в кабине (3000 ± 150) м включает световую и звуковую сигнализацию: мигает светосигнализатор ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ на электрощитке бортинженера, загорается светосигнальное табло «Р КАБИНЫ МАЛО» на средней доске пилотов, замыкается цепь регулятора 1408Т вытяжного устройства кухни, и регулятор перекрывает воздухопровод, по которому воздух выбрасывается в атмосферу, звучит сирена (рис. 51,в).

Достоверность срабатывания ВС-46 контролируется по показаниям УВПД-5-0,8К. На корпусе ВС-46 имеется диск со шкалой, оцифрованный от 1000 до 5000 м, для установки заданной высоты срабатывания сигнализатора ($h_{\text{зад}} = 3000$ м). Цепи сигнализации питаются напряжением 27 В через АЗС «СИГНАЛИЗАЦИЯ», «ЗВУКОВАЯ», «ПАДЕНИЕ ДАВЛЕНИЯ» на панели АЗС.

Сигнализатор ВС-46 установлен на этажерке на левом борту в районе шлангоута № 6.

5.8. НАЗНАЧЕНИЕ И СОСТАВ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Кислородное оборудование предназначено для питания кислородом членов экипажа и пассажиров и используется:

- как аварийное средство в случае разгерметизации кабины;
- как облегчающее средство для пассажиров, плохо переносящих высотные полеты.

Кислородные приборы с увеличением высоты увеличивают процентное содержание кислорода во вдыхаемом воздухе так, что при уменьшении атмосферного давления парциальное давление кислорода во вдыхаемом воздухе остается неизменным или уменьшается незначительно.

Кислородное оборудование самолета Ту-154Б-2 делится на стационарное и переносное.

Стационарное кислородное оборудование обеспечивает жизнедеятельность членов экипажа и одного бортпроводника в аварийных условиях полета на рабочих местах.

Переносное оборудование служит для кратковременного питания кислородом больных пассажиров, ожидающих кислородное голодание во время нормального полета, а также для членов экипажа и бортпроводников при необходимости передвижения при разгерметизации кабины.

На самолете Ту-154Б-2 используется медицинский газообразный кислород. Основной запас кислорода хранится в баллоне емкостью 92 л при давлении 30 кгс/см², который расположен в техническом отсеке. Баллон заправляется от передвижной кислородной зарядной станции через бортовой зарядный щиток. Кислород от баллона подводится к шести кислородным комплектам на рабочих местах членов экипажа. В каждый комплект входят: кислородный прибор КП-24М; индикатор потока кислорода ИП; кислородные маски КМ-32АГ со шлангом и дымозащитные маски ЛП-2.

В комплектах кислородного оборудования бортинженера и бортпроводника имеются запорные кислородные вентили КВ-5 и манометры МА-60М для контроля давления кислорода в магистрали. В комплекте кислородного оборудования бортпроводника используются кислородные маски КМ-16Н и ЛП-2, а также имеется шланг со штуцером для подзарядки кислородных баллонов переносных приборов.

Переносное кислородное оборудование состоит из четырех приборов КП-19 для экипажа и девяти переносных приборов КП-21 для пассажиров. Приборы КП-19 с баллонами и масками ЛП-2 размещены в гардеробе экипажа, в переднем и среднем гардеробах и во втором пассажирском салоне по левому борту за последними рядами кресел. Приборы КП-21 с баллонами и кислородными масками КМ-15И скомплектованы по 3 штуки в контейнеры и расположены в первом салоне за последним рядом кресел и во втором салоне в тумбах надувных трапов. Стационарные приборы КП-24М и переносные КП-19 могут быть использованы с дымозащитными масками ЛП-2, которые обеспечивают возможность пилотирования и перемещения в задымленной кабине.

5.9. КИСЛОРОДНЫЙ ПРИБОР КП-24М

Прибор КП-24М предназначен для длительного питания кислородом членов экипажа при полетах в разгерметизированной кабине на высотах до 12 км. Он относится к группе стационарных кислородных приборов типа «легочный автомат» с автоматической

регулировкой по высотам процентного содержания кислорода в газовой смеси.

Прибор работает при подводимом к нему давлении кислорода от 30 до 6 кгс/см². Процентное содержание кислорода во вдыхаемой смеси по высотам находится в пределах, указанных в табл. 5.

Таблица 5

Высота, км	0	2	4	6	8	10
Содержание кислорода, %	21—10	27—45	35—55	49—70	63—90	95—100

УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП РАБОТЫ

Прибор КП-24М работает на принципе разности давления внутрь прибора и вне его. При открытом вентиле 9 (рис. 52) кислород из системы подается к манометру и через входной штуцер 10 в редуктор, где давление понижается до 6,2—3,6 кгс/см². При вдохе в подмембранный полости прибора создается разряжение, вследствие чего мембрана 2 прогибается внутрь прибора, через передаточный механизм 5 открывается клапан 3, и кислород из редуктора устремляется в сопло эжектора 6. Кислород, протекая через сопло с большой скоростью, создает в полости эжектора разряжение, тем самым обеспечивая подсос воздуха из кабины.

Автомат подсоса воздуха до высоты 2 км (по указателю УВПД-5-0,8К) имеет малое сопротивление, и в маску подается кабинный воздух с примесью кислорода только при глубоком вдохе. На высоте более 2 км анероиды автомата подсоса воздуха расширяются, прикрывают клапаны и уменьшают подсос воздуха. На высоте 10 км клапаны автомата подсоса воздуха полностью закрываются, и в маску начинает поступать только чистый кислород.

Подсос воздуха можно выключить на любой высоте. В случае появления в кабине дыма или вредных газов нужно рукоятку автомата подсоса воздуха 7 поставить в положение «100% O₂». Клапаны автомата подсоса воздуха закрываются, и прибор начинает работать в режиме «летнего противогаза».

При открытии клапана 3, т. е. при каждом вдохе, кислород подается не только в сопло эжектора, но в корпус индикатора потока ИП. Сильфон индикатора потока разводит сегменты. При выходе клапан 3 закрывается, и сегменты индикатора потока складываются.

Для устранения влияния негерметичности маски на величину парциального давления кислорода в приборе КП-24М предусмотрен регулятор малого избыточного давления. Если маска неплот-

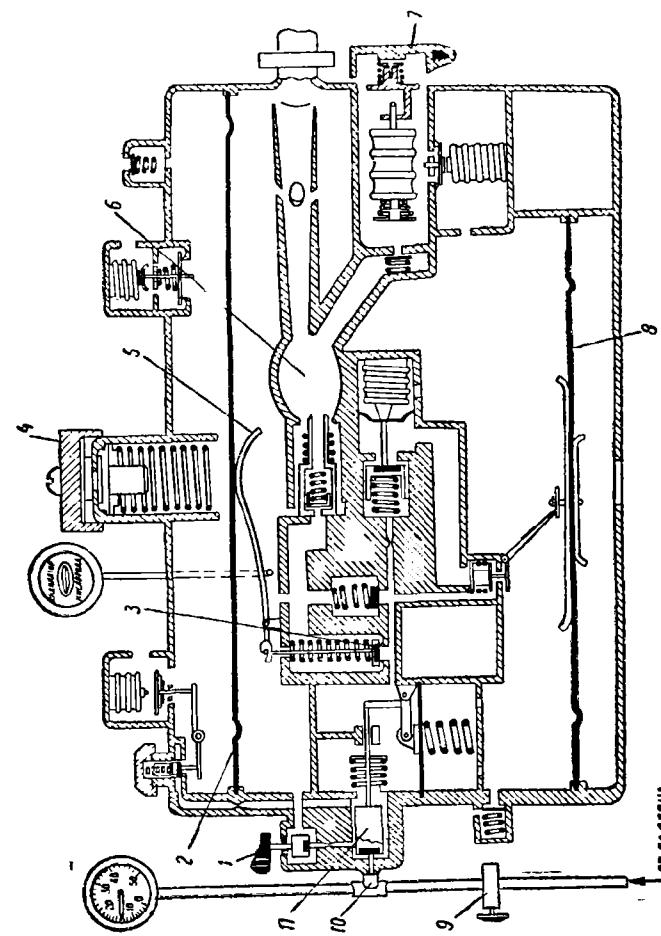


Рис. 52. Принципиальная схема кислородного прибора КП-24М:
1 — рукоятка запасной подачи кислорода; 2 — мембрана легочного автомата; 3 — клапан легочного автомата; 4 — ручной регулятор избыточного давления; 5 — передаточный механизм; 6 — эжектор; 7 — рукоятка автомата подсоса воздуха; 8 — мембранный механизм; 9 — запорный клапан; 10 — запорный клапан; 11 — входной штуцер; 12 — клапан редуктора

но прилегает к лицу и есть утечка кислорода, то за счет эжектора мембрана 8 прогибается и открывает клапан. Через запорный и обратный клапаны обеспечивается непрерывная подача кислорода от 11 до 2 л/мин, и этим компенсируется утечка кислорода из маски. Если маска герметична, то мембрана 8 с клапаном выполняет роль регулятора малого избыточного давления, поддерживающего давление в приборе и маске, на 30—40 мм вод. ст. большее, чем давление в кабине. При большой «легочной вентиляции», кроме непрерывной подачи, работает и «легочный автомат», увеличивая расход кислорода до величины более чем 20 л/мин.

При нарушении работы прибора или при плохом самочувствии кого-либо из членов экипажа нужно рукоятку 1 аварийной подачи кислорода поставить в положение «**ОТКРЫТО**». На любой высоте кислород в маску будет подаваться непрерывно. При этом сегменты на индикаторе потока ИП будут закрыты.

5.10. КИСЛОРОДНЫЕ ПРИБОРЫ КП-19 и КП-21

Кислородный прибор КП-19 в комплекте с баллоном емкостью 7,5 л используется членом экипажа при перемещении в разгерметизированной кабине в полете на высоте от 4 до 12 км. Прибор КП-19 используется с кислородной или дымозащитной маской члена экипажа.

По принципу действия прибор КП-19 «легочный автомат», который подает смесь кислорода с воздухом или чистый кислород только во время вдоха. Прибор имеет рукоятки «Авария, открыто—закрыто» и «Смесь—чистый кислород». Рукоятками КП-19 пользоваться так же, как рукоятками прибора КП-24М.

Кислородный прибор КП-21 предназначен для питания кислородом пассажиров в нормальных условиях полета. Прибор КП-21 используется в комплекте с маской КМ-15М и соединен с кислородным баллоном входным штуцером, в корпусе которого помещены запорный вентиль, манометр и зарядный штуцер. Кислородный баллон КП-21 обеспечивает непрерывную подачу кислорода с автоматической регулировкой по высотам за счет анероида или вручную поворотом крана красного цвета против часовой стрелки, расположенного на корпусе прибора.

5.11. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Перед полетом всем членам экипажа высвободить маски, присоединить их к кислородным приборам КП-24М. Убедиться, что на КП-24М рукоятка красного цвета «АВАРИЯ» находится в положении «**ЗАКРЫТО**», рукоятка «100% O₂—СМЕСЬ» — в положении «**100% O₂**». Бортинженеру и бортпроводнику открыть запор-

ные кислородные вентили и по манометрам проверить давление в кислородной системе.

Давление при температуре наружного воздуха +50° С должно быть не более 32 кгс/см², при температуре —50° С не менее 24 кгс/см².

Надеть кислородные маски, отрегулировать крепление, присоединить микрофон и проверить радиосвязь. При каждом вдохе должны расходиться сегменты индикатора потока кислорода.

В полете для снижения утомляемости и в профилактических целях всем членам экипажа рекомендуется дышать чистым кислородом в течение 5—10 мин каждый час полета.

Общий запас кислорода (2760 л) обеспечивает в загерметизированной кабине кислородом одного пилота в течение 9 ч полета, а остальных членов экипажа в течение 2 ч.

В разгерметизированной кабине запаса кислорода хватает на 9 мин.

При пользовании кислородом хотя бы одним из членов экипажа всем остальным запрещается курить. Необходимо предохранять руки от примесей минерального масла. Смесь кислорода с маслом взрывоопасна!

При посадке самолета с возможным аварийным исходом стравливать кислород из баллонов запрещается. Это может привести к пожару.

5.12. ОБЪЕКТИВНЫЕ СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ

На самолете Ту-154Б-2 установлены бортовые самопишушие приборы КЗ-63 и МСРП-64-2, которые регистрируют и сохраняют запись основных параметров полета.

Накопленная информация используется для оценки качества пилотирования, работоспособности самолетных систем, для учебных целей, анализа причин летных происшествий и предпосылок к ним.

САМОПИСЕЦ КЗ-63

Самописец КЗ-63 предназначен для регистрации и сохранения записи в течение всего полета следующих величин: барометрической высоты, приборной скорости, вертикальной перегрузки.

В комплект КЗ-63 входят трехкомпонентный самописец высоты, скорости и перегрузки (вариант 1) и фильтр радиопомех. Самописец установлен на переднем лонжероне крыла по оси самолета под полом. Включается самописец на земле (для проверки работоспособности) выключателем на лонжероне № 1 центроплана, в воздухе — одновременно с МСРП-64-2 сигнализатором ССА-07-2.2И. Перед полетом бортинженеру необходимо проверять по бортжурналу запас пленки.

Технические данные

Электропитание от РК кухни (шлангоуты № 33—36) через АЗСГК-5 по-	
стоящим током	47 В
Погрешность регистрации в процентах от номинальной величины дисплея	
зона записи:	
высота и скорости	±4%
перегрузки	±5%
Запас кинопленки 35 мм	м
Среднее время работы	12 ч

Запись по эмульсии, зафиксированной без проявления черно-белой кинопленки, царапанием.

САМОПИСЕЦ МСРП-64-2

Бортовая магнитная система регистрации режимов полета МСРП-64-2 предназначена для непрерывной записи на магнитной ленте основных параметров полета самолета с сохранением информации за последние (26 ± 3) ч полета. Ниже перечислены цифровые коды и виды регистрируемого параметра:

- 02. Барометрическая высота H ;
- 03. Геометрическая высота H ;
- 04. Приборная скорость $V_{\text{пр}}$;
- 05. Текущий угол атаки α_t ;
- 06. УКР-4 № 1: включение кнопки «ЗАХОД», команда «ГЛИС-САДА», включение ПОС оперения и крыла;
- 07. Боковая перегрузка;
- 10. Разовые команды:
 - 10—1. Автоматическая стабилизация в продольном канале;
 - 10—2. Автоматическая стабилизация в боковом канале;
 - 10—3. Установка 760 мм рт. ст.;
 - 10—4. Остаток топлива 2 500 кг;
 - 10—5. Предкрылки: «Выпускаются», «Выпущены», «Убираются»;
 - 10—6. Передняя и основные опоры самолета «Уbraneы», «Выпущены»;
 - 10—7. Выход на внешнюю радиосвязь первый пилот, второй пилот;
 - 10—8. Пролет маркерных маяков;
 - 11. Вертикальные перегрузки n_y ;
 - 12. Угол отклонения левого РВ δ_{pv} ;
 - 13. Угол крена от МГВ γ ;
 - 14. Гиромагнитный курс от ТКС-П2 Ψ ;
 - 15. Угол тангажа МГВ ϑ ;
 - 16. УКР-4 № 2: срабатывание АУАСП по $\alpha_{\text{кр}}$ и $n_{\text{удоп}}$, предел скорости;

- 17. УКР-4 № 3: крен левый велик, крен правый велик, включение ВНА, включение ПОС ППД-1М;
- 21. УКР-4 № 4: пожар ВСУ, запуск ВСУ, средние интерцепторы выпущены, внутренние интерцепторы выпущены;
- 22. Угол отклонения правого РВ δ_{pv} ;
- 23. РУД двигателя № 1;
- 24. Мгновенный расход топлива двигателя № 1;
- 25. Частота вращения НД двигателя № 1;
- 27. РУД двигателя № 2;
- 30. Разовые команды:
 - опасная вибрация двигателя № 1;
 - опасная вибрация двигателя № 2;
 - опасная вибрация двигателя № 3;
 - падение давления масла двигателя № 1;
 - падение давления масла двигателя № 2;
 - падение давления масла двигателя № 3;
 - стружка в масле № 1;
 - стружка в масле двигателя № 2;
 - стружка в масле двигателя № 3;
 - опасная температура газов двигателя № 1;
 - опасная температура газов двигателя № 2;
 - опасная температура газов двигателя № 3;
 - пожар в двигателе № 1;
 - пожар в двигателе № 2;
 - пожар в двигателе № 3;
- 34. Мгновенный расход топлива двигателя № 2;
- 35. Обороты НД двигателя № 2;
- 37. РУД двигателя № 3;
- 40. Мгновенный расход топлива двигателя № 3;
- 41. Обороты НД двигателя № 3;
- 43. УКР-4 № 5: исправность МГВ-1СК № 2, исправность МГВ-1СК № 3, наличие напряжения 36 В на шине аварийного питания, отсутствие напряжения в сети 200 В;
- 44. УКР-4 № 6: отказ первого генератора, отказ второго генератора, отказ третьего генератора;
- 46. Угловая скорость тангажа;
- 47. Угол поворота штурвала;
- 50. Разовые команды:
 - 50—1. Пожар в мотогондоле двигателя № 1;
 - 30—6.
 - 50—1. Пожар в мотогондоле двигателя № 2;
 - 30—7.
 - 50—1. Пожар в мотогондоле двигателя № 3;
 - 30—8.
 - 50—2. Дым в переднем, среднем багажниках;
 - 50—3. Обледенение ВНА и самолета;
 - 50—4. Выключение ПОС предкрылков;
 - 50—5. Высота принятия решения;

- 50—6. Падение давления масла в I гидросистеме;
 50—7. Падение давления масла во II гидросистеме;
 50—8. Падение давления масла в III гидросистеме
 51. Отклонение левой педали левого летчика;
 55. Отклонение колонки штурвала X_v ;
 56. Угол отклонения правого элерона;
 57. Угол отклонения РН;
 61. Угол отклонения стабилизатора;
 62. Угол отклонения закрылков;
 63. Ход траверсы РА-56 по крену;
 64. Ход траверсы РА-56 по курсу;
 65. Ход траверсы РА-56 по тангажу;
 66. Перепад давления «Кабина—атмосфера»;
 67. Ход штока МЭТ-4У в канале тангажа;
 70. Разовые команды:
 70—1. «Управл. креном»;
 70—2. «Управл. тангажом»;
 70—3. Исправность РВ-5 № 1;
 70—4. Исправность РВ-5 № 2;
 70—5. Предел глиссады;
 70—6. Предел курса;
 70—7. Переключение шины НПК с сети I на сеть II (200 В);
 70—8. Наличие напряжения 36 В на шине НПК от основного источника;
 74. Угол отклонения левого элерона-интерцептора;
 75. Угол отклонения правого элерона-интерцептора;
 76. Напряжение бортсети +27 В;
 77. Суммарный остаток топлива.

Технические данные

Потребляемая мощность от сети	$27 \text{ В} \pm 10\%$
при включенном обогреве	200 Вт
выключенном обогреве	100 Вт
Число регистрируемых параметров, не более:	
аналоговых	48
разовых команд	32
Погрешность регистрации аналоговых величин (без учета погрешностей датчиков), не более	$\pm 1,5\%$
Частота опроса аналоговых параметров:	
для 3 параметров	8 Гц
для 45 параметров и всех разовых команд	2 Гц
Число измерительных каналов	64
Время готовности не более	5 мин
Время непрерывной работы	30 ч

Запись ведется с непрерывным стиранием ранее записанных сигналов так, что на магнитной ленте всегда остается информация

последних (26 ± 3) ч полета. На магнитную ленту, кроме измерительной информации, записывается следующая служебная и дополнительная информация:

- а) адресные и калибровочные сигналы;
- б) отметки времени, следующие с периодом 1 мин;
- в) опознавательные данные (идентификации):
 - номер самолета (пять десятичных знаков);
 - номер рейса (четыре десятичных знака);
 - дата рейса (число месяц, последняя цифра года);
 - астрономическое время (часы, минуты).

Самописец записывает параметры на магнитную ленту типа 6ДЛ шириной 19,05 мм; емкость кассеты 250 м; скорость движения ленты 5,34 мм/с.

Пентопротяжный механизм размещен в контейнере, который обеспечивает сохранность записей при:

- воздействии в течение 5 мин керосина, бензина и других опасных жидкостей;
- воздействии в течение 15 мин температур до 1000°C ;
- воздействии ударных перегрузок до $200g$;
- воздействии статической нагрузки до 1000 кгс в любом направлении;
- нахождении в морской воде до 36 ч.

Принцип работы. Система МСРП-64-2 последовательно кодирует напряжения (датчиков, согласующих устройств и отметок времени) в импульсном коде с последующей записью импульсных сигналов на магнитную ленту с помощью магнитных головок.

Напряжения от всех датчиков и согласующих устройств поступают на распределительный щиток, а затем на входы соответствующих каналов преобразующего устройства УП-2-УсС-25. Устройство коммутирует сигналы от датчиков, преобразует сигналы 48 аналоговых параметров, 32 разовых команд, калибровочных отметок и импульсный параллельный 8-разрядный двоичный код и сигналы опознавательных данных и текущего времени в импульсный двоично-десятичный код. Регистрируемая информация записывается по кадрам. Каждый кадр информации включает в себя 64 измерительных канала. Запись опознавательных данных и текущего времени осуществляется за период, включающий 10 кадров. Кроме того, по пяти отдельным дорожкам записываются адресные сигналы и минутные отметки времени.

В системе МСРП-64-2 предусмотрена запись на двух лентопротяжных механизмах МЛП-14-5 и МЛП-14-6.

Встроенный контроль системы позволяет непрерывно контролировать работоспособность УП-2-УсС-25 и движение ленты для МЛП-14-5 и МЛП-14-6. При нормальной работе УП-2-УсС-25 система контроля обеспечивает горение светосигнализатора с трафаретом «УП-2» на пульте управления ПУ-26. Движение ленты контролируется двумя сигнализаторами, расположенными на

пульте управления ПУ-26 и работающими в режиме мигания.

Преобразующее устройство УП-2-УсС-25 питается от бортсети постоянного тока 27 В. При обесточивании бортсети специальная схема в УП-2-УсС-25 переключает питание всех систем и узлов на аккумуляторную шину, при этом цепи обогрева и дополнительный МЛП-14-6 отключаются.

Эксплуатация МСРП-64-2. При предполетной проверке включить АЗСГК-2 «МСРП» на правой панели АЗС и выключатель «ПИТАНИЕ МСРП» на пульте бортинженера.

При этом питание поступает на обогрев лентопротяжных механизмов и на блоки самописцев. На пульте управления ПУ-26 загорается зеленый светосигнализатор «УП-2», протяжки ленты не происходит. После прогрева включить два выключателя на ПУ-26. При этом светосигнализаторы «МЛП-ОСН» и «МЛП-ДСП» должны мигать.

На пульте управления ПУ-26 шкальными механизмами установить число, месяц, год, номер рейса. На индикаторе текущего времени ИТВ-4 установить московское время.

Примечание. Выключатели ручного управления включать перед запуском двигателей и выключать после посадки и выключения двигателей.

Питание МСРП-64-2 включается автоматически при включении генераторов на сеть, лентопротяжные механизмы включаются также автоматически сигнализатором скоростного напора ССА-0,7-2,2И при достижении приборной скорости 20—120 км/ч.

Предполетную проверку выполнять при снятых с приемников полного и статического давлений чехлах и заглушках.

ЛИТЕРАТУРА

Анненков Н. П. Приборы и навигационно-пилотажное оборудование самолетов Ту-154 и Ту-154Б. — М.: Транспорт, 1980 — 168 с.

Белогородский С. Л. Автоматизация управления посадкой самолета. — М.: Машиностроение, 1975. — 336 с.

Бородин В. Т., Рильский Г. Н. Управление полетом самолетов и вертолетов. — М.: Машиностроение, 1972 — 242 с.

Казарук В. В. — Комплекс бортового оборудования самолета Ту-154 и его эксплуатация. — М.: Машиностроение, 1975 — 336 с.

Михайлов О. Н., Козлов И. М., Гергель Ф. С. Авиационные приборы. — М.: Машиностроение, 1977 — 415 с.

Савченко Н. М., Анненков Н. П. Бортовая система управления БСУ-ЭП. — М.: Транспорт, 1972 — 352 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава 1. Навигационно-пилотажные приборы

1.1. Система питания барометрических приборов	3
1.2. Высотомер ВМ-15	7
1.3. Высотомер ВД-20	8
1.4. Высотомер УВИД-15Ф	8
1.5. Высотомер ВЭМ-72	11
1.6. Указатель скорости КУС-730/1100	12
1.7. Указатель числа M типа МС-1	13
1.8. Возможные неисправности в системе питания барометрических приборов	13
1.9. Система воздушных сигналов СВС-ПП-15-4	14
1.10. Автомат углов атаки и перегрузок АУАСП-12КРИ	20
1.11. Указатель поворота ЭУП-53МК-500	26
1.12. Выключатель коррекции ВК-90	28
1.13. Авиагоризонт АГР-72А	31
1.14. Малогабаритная гировертикаль МГВ-1СК	33
1.15. Блок контроля крена БКК-18 и сигнализаторы нарушения питания СНП-1	35
1.16. Эксплуатация авиагоризонтов	37
1.17. Система сигнализации опасной скорости сближения с землей СОС	39

Глава 2. Эксплуатация точной курсовой системы ТКС-П2

2.1. Назначение	43
2.2. Комплект и размещение	43
2.3. Принцип действия	44
2.4. Устройство агрегатов	45
2.5. Функциональная схема ТКС-П2	52
2.6. Эксплуатация ТКС-П2	53

Глава 3. Эксплуатация навигационного вычислительного устройства НВУ-Б3

3.1. Назначение	57
3.2. Комплект и размещение	58
3.3. Особенности устройства блоков	59
3.4. Принцип действия	61
3.5. Индикация местоположения и выдача параметров в бортовую систему управления	66
3.6. Эксплуатация	67

Глава 4. Автоматическая бортовая система управления АБСУ-154-2

4.1. Назначение и состав	71
4.2. Система траекторного управления СТУ-154-2	73
4.3. Система автоматического управления САУ-154-2	79
4.4. Автомат тяги АТ-6-2	105
4.5. Режим ухода на второй круг	110
4.6. Система встроенного контроля АБСУ-154-2	111
4.7. Включение и предполетная проверка системы АБСУ-154-2	115
4.8. Сигнализация и неисправности АБСУ-154-2	117

Глава 5. Приборы контроля работы силовой установки и самолетных систем

5.1. Система управления и измерения топлива СУНТ4-1Т	125
5.2. Система измерения расхода топлива СИРТ1-2Т	142
5.3. Сдвоенная измерительная аппаратура 2ИА-7А-710	137
5.4. Аппаратура контроля вибрации ПВ-154	140
5.5. Расходомер воздуха УРВ-1500К	144
5.6. Указатель высоты и перепада давления УВПД-5-0.8К	144

5.7. Высотный сигнализатор ВС-46

5.8. Назначение и состав кислородного оборудования

5.9. Кислородный прибор КП-24М

5.10. Кислородные приборы КП-19 и КП-21

5.11. Эксплуатация кислородного оборудования

5.12. Объективные средства контроля

Литература

146

146

147

150

150

151

157