

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

В. Н. ПИСАРЕНКО

**ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ
И РЕМОНТ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ
СИСТЕМ И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ
КОМПЛЕКСОВ**

*Рекомендовано
для межвузовского использования*

Часть 2

С А М А Р А
Издательство СГАУ
2007

УДК 629.7.054.07 (075)

ББК 39.5

П 341



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области
аэрокосмических и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: канд. техн. наук, проф. И. Н. Г у с е в
докт. техн. наук, проф. А. Н. К о п т е в
докт. техн. наук, проф. В. В. К р и н и ц ы н

Писаренко В. Н.

**П 341 Техническая эксплуатация и ремонт авиационных электрических систем и
пилотажно-навигационных комплексов, часть 2: учеб. пособие / В. Н.
Писаренко. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 320 с., ил. 49**

ISBN 5-7883-0396-6

Пособие состоит из двух частей.

Во второй части изложены технологические процессы технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов. Рассмотрено техническое обслуживание и ремонт приборов, электрических систем, самописцев самолетов различных типов. Рассмотрены особенности технического обслуживания наиболее оригинальных систем самолета В-737 серии. Дана техническая эксплуатация новых электронных систем: ВБЭ, СРПБЗ, TCAS, GPS.

Учебное пособие предназначено для студентов авиационных факультетов, обучающихся по специальности "Техническая эксплуатация авиационных электрических систем и пилотажно-навигационных комплексов".

*Утверждено Редакционно-издательским советом
университета в качестве учебного пособия*

УДК 629.7.054.07 (075)

ББК 39.5

ISBN 5-7883-0396-6

© Писаренко В. Н., 2007
© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

Оглавление

Раздел 1. Техническое обслуживание и ремонт пилотажно-навигационного комплекса	5
1.1. Система полного и статического давления.....	5
1.2. Особенности измерения давления на самолете В-737.....	9
1.3. Техническое обслуживание и ремонт системы питания барометрических приборов	11
1.4. Измерение высоты полёта	13
1.5. Особенности барометрических высотомеров.....	15
1.6. Техническое обслуживание высотомеров на самолете	18
1.7. Приведение давления на аэродроме к уровню	21
1.8. Методика расчета показаний высотомеров на эшелоне с учетом поправок..	24
1.9. Проверка высотомерного оборудования в лаборатории	26
1.10. Оформление результатов проверки высотомерного оборудования	27
1.11. Эксплуатация высотомера ВБЭ-1.....	28
1.12. Эксплуатация системы воздушных сигналов ВБЭ-СВС-БСКА	31
1.13. Измерение скорости полёта	37
1.14. Особенности эксплуатации системы воздушных данных ADC.....	42
1.15. Техническое обслуживание вариометров	46
1.16. Ремонт анероидно-мембранных приборов	49
1.17. Эксплуатация системы воздушных сигналов СВС	50
1.18. Эксплуатация автомата углов атаки и перегрузок АУАСП-12КР	53
1.19. Эксплуатация системы раннего предупреждения близости земли СРПБЗ.....	55
1.20. Эксплуатация указателя поворота ЭУП-53МК-500	60
1.21. Техническая эксплуатация выключателя коррекции ВК-90М	62
1.22. Техническая эксплуатация авиагоризонтов	63
1.23. Эксплуатация системы контроля отказов авиагоризонтов	66
1.24. Эксплуатация точной курсовой системы ТКС-П2	69
1.25. Ремонт гироскопических пилотажных и навигационных приборов	72
1.26. Эксплуатация навигационно-вычислительного устройства НВУ-БЗ.....	73
1.27. Электронная система пилотажных приборов (EFIS)	76
1.28. Эксплуатация спутниковой навигационной системы KLN-90В	78
1.29. Эксплуатация системы предотвращения столкновений самолетов TCAS-2000	87
Раздел 2. Эксплуатация систем силовых установок	93
2.1. Общие сведения	93
2.2. Особенности системы индикации параметров работы двигателя (EIS)	94
2.3. Системы запуска силовых установок и ВСУ	96
2.4. Запуск двигателя НК-8-2у	98
2.5. Запуск вспомогательной силовой установки ТА-6А	101
2.6. Особенности системы запуска двигателя CFM56-3	104
2.7. Техническая эксплуатация системы управления и измерения топлива СУИТ4-1т	106
2.8. Техническая эксплуатация систем измерения расхода топлива СИРТ1-2т ..	117
2.9. Техническая эксплуатация приборов измерения и контроля давления	119
2.10. Техническая эксплуатация измерителей температуры.....	129
2.11. Техническая эксплуатация измерителей оборотов	139
2.12. Эксплуатация измерителей вибрации	142
2.13. Особенности эксплуатации оборудования топливной системы	146
2.14. Эксплуатация системы измерения масла СИМ2-4.....	148

Раздел 3. Техническая эксплуатация систем регистрации полётной информации	150
3.1. Общие сведения о самописцах регистрации режимов полета.....	150
3.2. Техническая эксплуатация самописца КЗ-63.....	152
3.4. Техническая эксплуатация системы регистрации параметров МСРП-64.....	157
3.5. Регистраторы полетной информации БУР.....	164
3.6. Техническая эксплуатация аппаратуры МАРС-БМ.....	167
3.7. Расшифровка и анализ полётной информации.....	170
Раздел 4. Техническая эксплуатация систем электроснабжения авиационной техники	174
4.1. Вид тока и значение напряжения бортовой сети.....	174
4.2. Основные элементы электрооборудования летательных аппаратов.....	178
4.3. Особенности работы электрооборудования	178
4.4. Химические источники тока	179
4.6. Электрические характеристики свинцовых аккумуляторов	183
4.7. Авиационные никель-кадмиевые аккумуляторные батареи	187
4.8. Электрические характеристики щелочных аккумуляторных батарей	191
4.9. Авиационные серебряно-цинковые аккумуляторные батареи	193
4.10. Режим работы и подзарядки бортовых аккумуляторных батарей.....	193
4.11. Сравнительные характеристики аккумуляторных батарей.....	196
4.12. Особенности эксплуатации авиационных аккумуляторных батарей	199
4.13. Техническая эксплуатация генераторов постоянного тока.....	204
4.14. Системы переменного тока	207
4.15. Вторичная система электроснабжения переменным током самолета Ту-154М.....	215
4.16. Техническая эксплуатация электромашинных преобразователей	219
4.17. Техническая эксплуатация статических преобразователей	220
4.18. Эксплуатация выпрямительных устройств	220
4.19. Техническая эксплуатация бортовых электрических сетей.....	222
4.20. Особенности эксплуатации электрооборудования.....	232
4.21. Встроенное оборудование (ВІТЕ) для проверки системы электропитания на самолете В-737	235
Раздел 5. Эксплуатация авиационного оборудования.....	237
Противопожарные, противообледенительные, светотехнические системы, бытовое оборудование, система кондиционирования воздуха	237
5.1. Эксплуатация систем противопожарной защиты	237
5.2. Особенности эксплуатации противопожарных систем.....	243
5.3. Эксплуатация противообледенительных систем	244
5.4. Эксплуатация светотехнического оборудования.....	249
5.5. Эксплуатация бытового оборудования	252
5.6. Техническая эксплуатация системы управления самолётом	253
5.7. Эксплуатация системы кондиционирования воздуха.....	263
Раздел 6. Эксплуатация оборудования гидросистем и шасси.....	266
6.1. Гидравлическое оборудование	266
6.3. Управление поворотом колес передней опоры.....	270
6.4. Приборы измерения количества жидкости в гидросистеме.....	272
6.5. Приборы для измерения давления в гидросистеме	274
6.7. Система охлаждения тормозов колес основных опор	277
6.8. Сигнализаторы положения шасси и створок.....	278

Техническое обслуживание и ремонт пилотажно-навигационного комплекса

1.1. Система полного и статического давления

Система полного и статического давления обеспечивает подачу полного и статического давлений воздуха к чувствительным элементам пилотажно-навигационного комплекса и относится к таким объектам контроля, которым уделяется особое внимание. От исправности этой системы в значительной степени зависит безопасность полетов.

Система полного (динамического) и статического (окружающего) давления представляет собой установку, включающую приемники, клапаны, шланги, системы трубопроводов, коллекторов и различных соединений.

Воздушные приемники измеряют полное и статическое давления и передают эти давления через трубопроводы к потребителям.

На самолете Ту-154М имеется три магистрали полного давления Рп, четыре основные магистрали статического давления Рст. Одна резервная магистраль статического давления с приёмником в нише передней ноги.

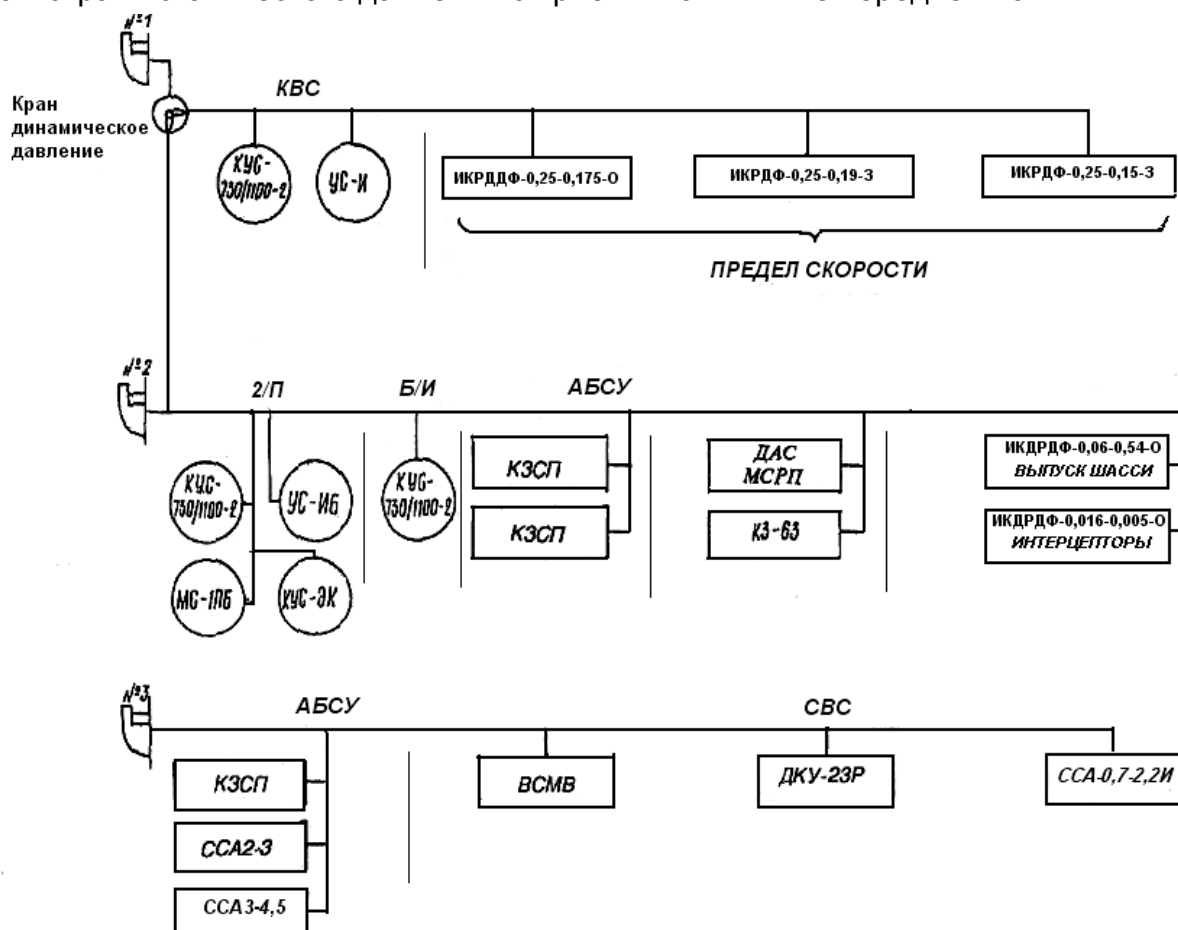


Рис. 1.1. Схема питания барометрических приборов самолета Ту-154М полным давлением

Приёмники полного давления ППД-1М установлены в носовой части фюзеляжа, один по правому борту, два (один под другим) - по левому борту. Для уменьшения аэродинамической погрешности восприятия давления ось камеры расположена параллельно продольной оси самолёта. В нижней стенке корпуса приёмника имеется дренажное отверстие для стока влаги, попадающей вместе с воздухом из окружающей атмосферы.

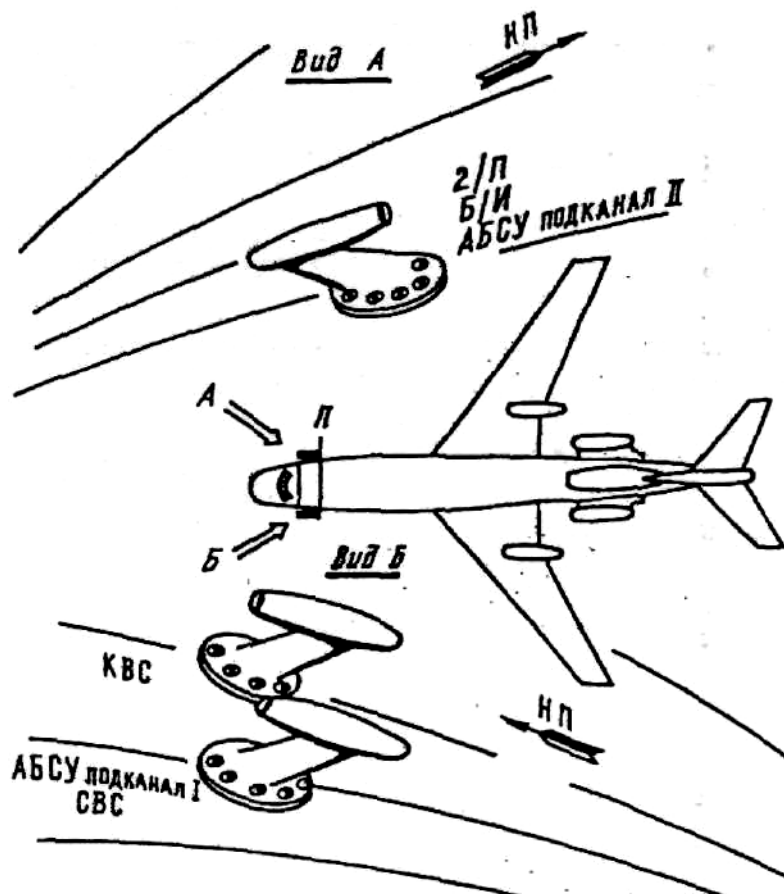


Рис. 1.2. Установка приемников полного давления ППД-1М

Для предотвращения обледенения приёмника ППД-1М внутри его корпуса расположен электрический обогреватель. Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27В от бортовой сети.

Для контроля за исправностью цепей обогрева на верхнем электрощитке пилотов установлены три лампы зелёного цвета и три переключателя, имеющие трафарет: «Обогрев ППД» (лев. прав. и б/инж. АБСУ) «выкл.- контроль исправности обогрева». Контроль осуществляется кратковременной установкой переключателей в положение «Контроль» (исправность цепей сигнализируется загоранием ламп).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Включение обогрева приемника для проверки на земле разрешается на время не более 1 минуты.

При отказе левого нижнего и правого ППД-1М приборы и датчики, включенные в эти магистрали, работать не будут.

Приборы первого пилота могут быть подсоединены к правому приёмнику ППД-1М краном переключения, имеющим два входа и один выход. Кран установлен на левом борту в кабине пилотов и имеет трафарет «Динамическое

давление. Нормальное - резервное». Исходное положение «Нормальное», при этом каждый ППД-1М питает свою группу приборов и датчиков. При отказе верхнего ППД-1М кран переключения поворачивают в положение «Резервное», тогда питание приборов первого пилота осуществляется от правого ППД-1М.

Приёмники статического давления вынесены на специальные плиты, которые установлены симметрично на обшивке фюзеляжа. Плиты обеспечивают стабильность аэродинамических поправок.

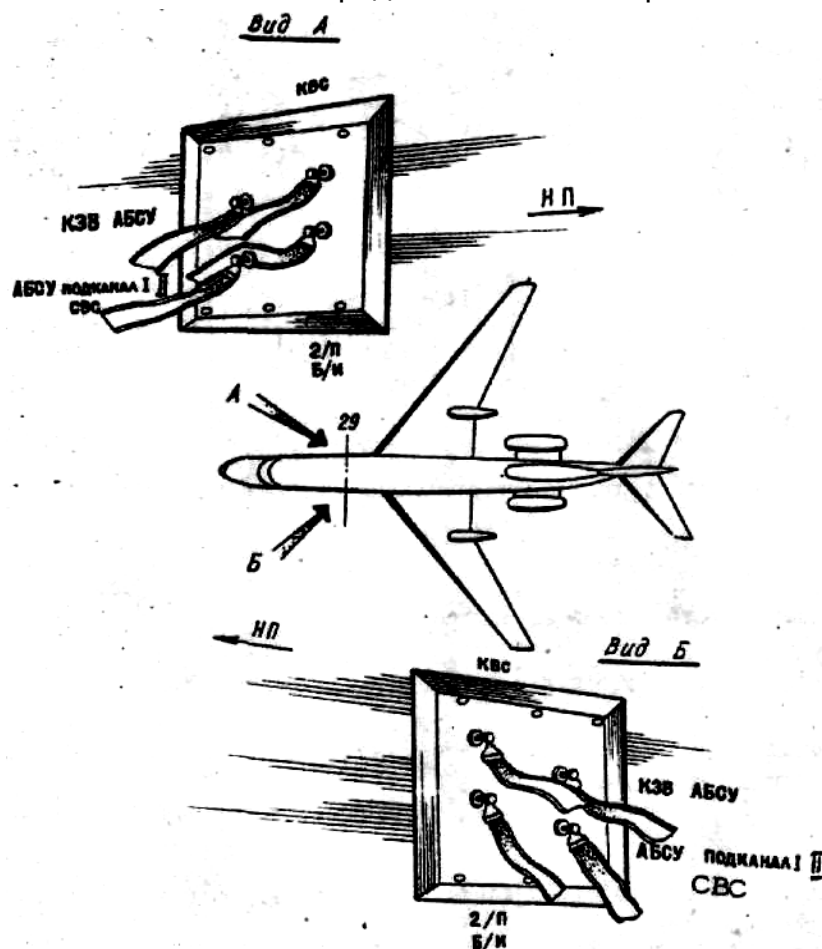


Рис. 1.3. Установка плит статического давления

Четыре статических приёмника одного борта объединены попарно с четырьмя статическими приёмниками другого борта в одну линию и образуют четыре отдельные магистрали статического давления. Симметричное расположение приёмников и объединение их попарно в одну магистраль обеспечивает достоверные показания барометрических приборов при закупорке статических отверстий одного из бортов, а также выравнивание статического давления, которое может быть различным для приборов левого и правого борта при полёте самолёта с боковым ветром. Приёмники статического давления представляют собой фланцевые штуцеры. Для предохранения от замерзания приёмники заключены в коробки, в которые подаётся тёплый воздух из системы обогрева кабины.

При отказе первой магистрали статическое давление к ней может быть подано от резервного приёмника статического давления краном переключения.

РЕЗЕРВНЫЙ ПРИЕМНИК

Кран статическое давление

КВС

КУС-730/1100

УС-116

УВМД-15ПН6

ВР-30ПН6

ВМ-15ПН6

ВР-75ПН6

ВМФ-50

ИКАРДА-400-300

ИКАРДА-025-025-3

ИКАРДА-025-025-3

ИКАРДА-025-025-3

2/П

Б/Н

ПРЕДЕЛ СКОРОСТИ

КУС-3К

КУС-730/1100

УС-116

ВР-30ПН6

ВМ-15ПН6

ВМ-15ПН6

ВМ-72ПН6

ВР-30ПН6

УВМД-15ПН6

КЗ-63

ДАС МСРП

ДВБП МСРП

ИКАРДА-025-025-3

ИКАРДА-025-025-3

ИКАРДА-025-025-3

ССС

3

ВСМВ

КЗСП

КЗСП

КЗСП

ССА-3-4.5

ССА-2-3

ДКУ-23 АУАСП

ИКАРДА-030-470-0 АБСУ

СДУ-4А-0.7 ПЕРЕНАУВ

ССА-0.7-2.2Н МСРП

ДДП-01-0.53 МСРП

4

КЗВ АБСУ

Для предохранения магистралей трубопроводов статических и динамических давлений от пыли, грязи, влаги при стоянке самолета отверстия статических приемников закрываются резьбовыми заглушками с уплотнительными шайбами, а приемники ППД-1М — специальными резиновыми заглушками, надеваемыми на трубку приемника полного давления. Заглушки статических и динамических приемников имеют специальные дренажные отверстия, обеспечивающие выравнивания давления в системе АМП с атмосферным. Заглушки статических и динамических приемников снабжены красными флажками, указывающими на необходимость снятия их перед полетом.

1.2. Особенности измерения давления на самолете В-737

На самолете В-737 серии основными датчиками системы полного и статического давления являются четыре приемника. Каждый приемник измеряет полное давление через направленное вперед отверстие приемника и статическое давление через два боковых отверстия.

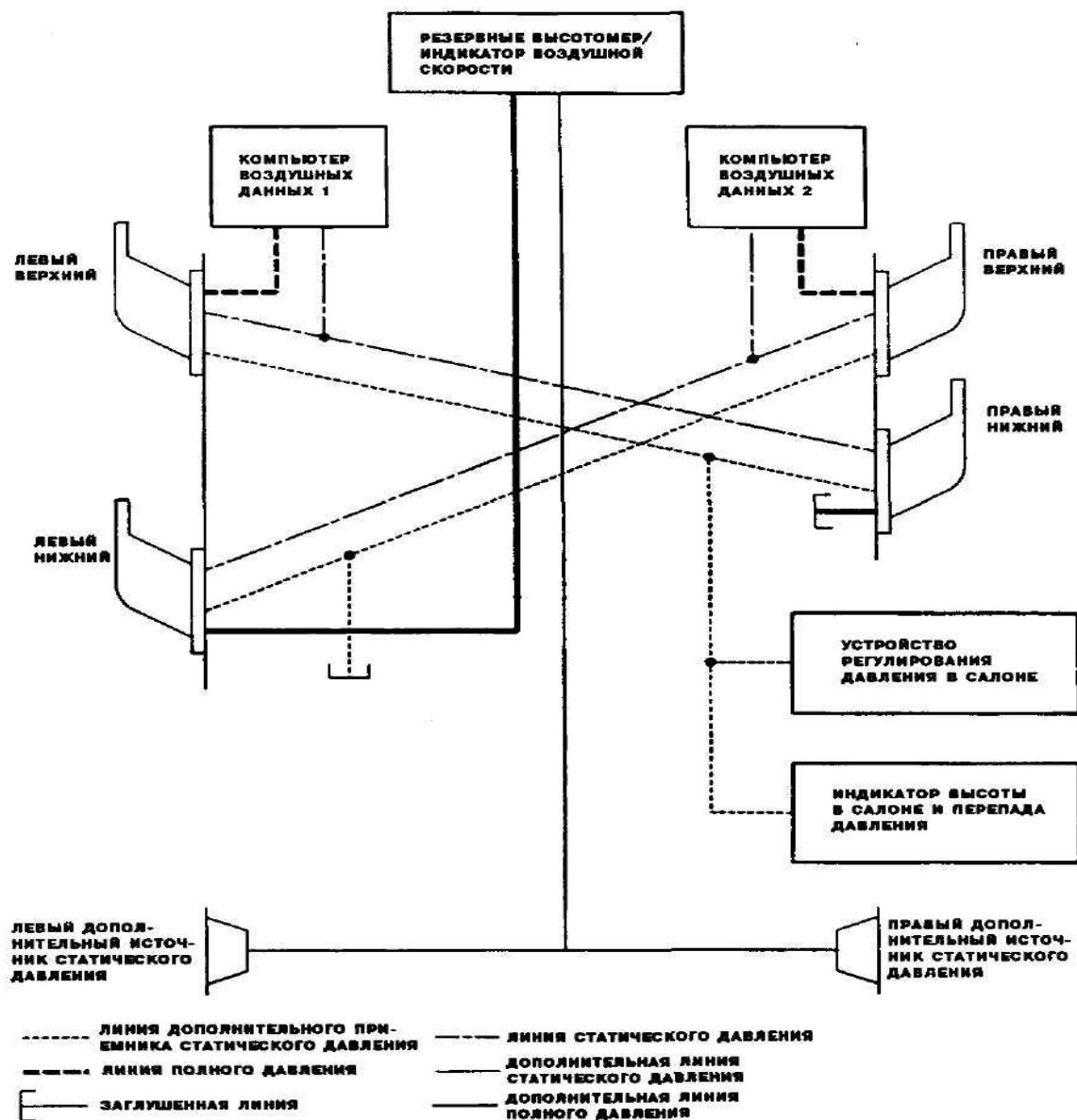


Рис. 1. 5. Схема системы полного и статического давления

Приемник ПСД (полного и статического давления) имеет три отверстия: одно, направленное вперед, для измерения полного давления и два - сбоку приемника для измерения статического давления. Линии отбора давления верхних приемников подсоединены к нижним приемникам противоположных бортов для повышения надежности, усреднения окружающего давления и снижения ошибок при разворотах или турбулентности. Два дополнительных отверстия отбора статического давления для питания резервных высотомера и индикатора воздушной скорости соединены и обеспечивают усреднение статического давления. Для уменьшения аэродинамической погрешности

восприятия давления ось нижнего приемника отклонена вниз относительно продольной оси самолёта. Конструкция приемника и расположение отверстий минимизируют ошибки, вызванные числом М и углом атаки.

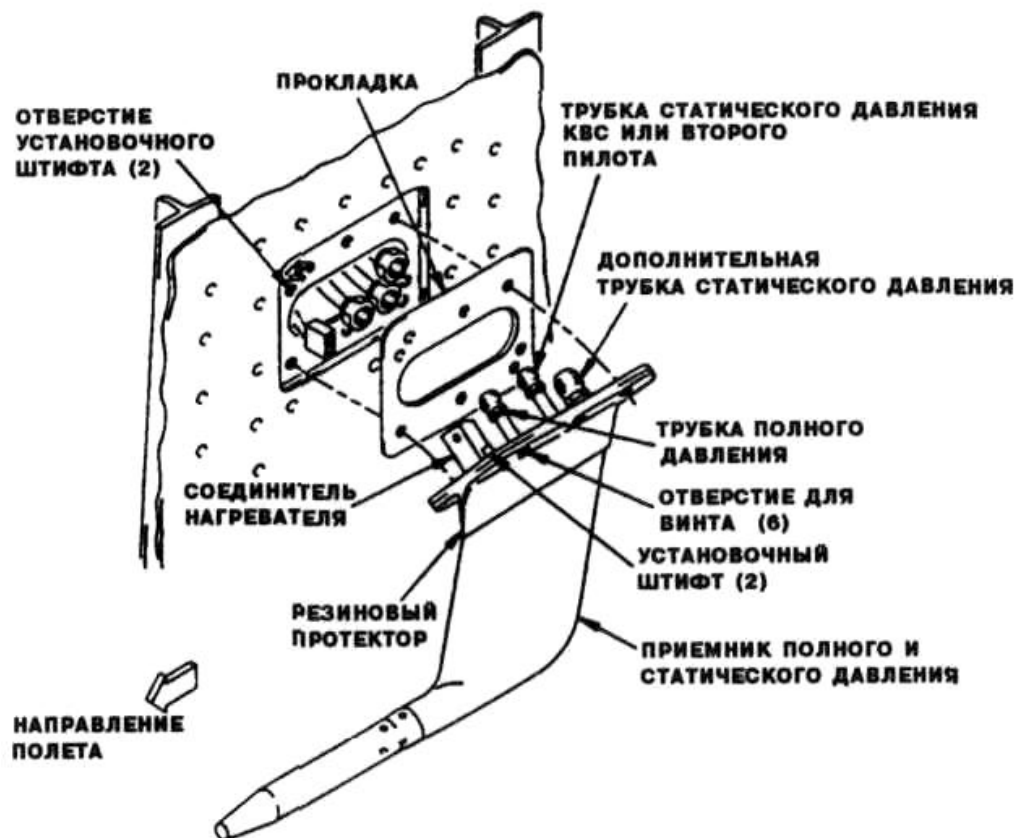


Рис.1. 6. Приемник полного и статического давления

Трубопроводы приемников воздушного давления работают как отстойники. Сливные штуцеры приемников полного и статического давления позволяют удалять влагу, которая скопилась в линиях полного и статического давления. Сливные штуцеры представляют собой маленькие устройства цилиндрической формы, которые заканчиваются вертикальными трубками трубопроводов полного и статического давления. Нижняя часть трубки представляет собой колпачок с байонетным соединением и выступом на противоположной стороне. Для слива накопившейся жидкости колпачок снимается, и выступ вставляется в верхнюю часть и нажимается на уплотнение. Отстойник открывается, позволяя накопившейся жидкости слиться.

Подогреватель в приемнике ПСД питается переменным током 115В. Модуль подогрева контролирует электропитание к нагревателям приемников, приемнику температуры полного торможения воздуха и флюгерам угла атаки. Когда все нагревательные элементы потребляют соответствующий ток, все сигнализаторы обогрева приемников погашены. Если ток нагревателя слишком мал, соответствующий сигнализатор желтого цвета высвечивается, указывая о неисправности обогрева соответствующего приемника.

1.3. Техническое обслуживание и ремонт системы питания барометрических приборов

При техническом обслуживании самолета необходимо произвести внешний осмотр и проверку системы питания анероидно-мембранных приборов на герметичность.

При осмотре необходимо снять защитные заглушки с приёмников полного и статического давления и убедиться в отсутствии механических повреждений на приемниках статического и полного давления, убедиться в чистоте дренажных отверстий ППД-1М. Проверить внешнее состояние, крепление приемников воздушного давления, обратить внимание на целостность приёмников, чистоту их входных отверстий, надёжность крепления; целостность и чистоту плит-приёмников (головки болтов не должны выступать, а утопание не должно быть более 0,2 мм; вмятины, риски, царапины допускаются глубиной не более 0,2 мм.)

В районе отверстий не должно быть вмятин и выступающих заклепок.

В кабине экипажа проверить исходные положения и пломбировку кранов полного и статического давлений, убедиться в надёжности крепления кранов статики и динамики.

В технических отсеках осмотреть трубопроводы статики и динамики и влагоотстойники системы питания АМП, убедиться в отсутствии влаги во влагоотстойниках статического и полного давлений. При осмотре влагоотстойников следует обращать внимание на трещины корпуса. При обнаружении трещин в виде мелкой сетки старения («мороза») на стаканчике влагоотстойника необходимо заменить прозрачный колпачок. При обнаружении влаги во влагоотстойниках необходимо ее удалить. Наличие влаги в отстойниках определяется поплавком. Для слива влаги из влагоотстойников необходимо при помощи ключа S=26 отвернуть корпус влагоотстойника со стаканом от тройника и слить влагу из стакана. При установке корпуса влагоотстойника со стаканом на тройник обратить внимание на наличие и правильное положение уплотнительного кольца и поплавка.

После слива конденсата из влагоотстойника необходимо проверить на герметичность систему питания АМП.

Проверку на герметичность производят создавая давление в системе полного давления или вакуума в системе статического давления с помощью установки КПУ-3 или КПА-ПВД.

Для системы полного давления допускается не герметичность, при которой падение показаний указателя скорости не превышает 2 км/час за 1 мин., при начальном давлении, соответствующем скорости 700 км/час.

Для статических систем допускается не герметичность, при которой падение показаний указателя скорости не превышает 5 км/час за 1 мин, при вакууме, соответствующем скорости 700 км/час.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: Создавать давление, соответствующее скорости более 800 км/час по самолетному указателю скорости воспрещается во избежание выхода из строя ДКУ.

При проверке герметичности статических систем необходимо создавать вакуум в системе постепенно, не допуская резких колебаний стрелок вариометров. По окончании проверки отсоединение проверочной проводки производить только после уравнивания давления в статической системе с атмосферным.

После внешнего осмотра необходимо произвести проверку исправности цепей обогрева ППД-1М.

Установка заглушек на приемники полного и статического давления производится при выполнении работ по обеспечению стоянки самолета и только после полного охлаждения ППД-1М.

При ремонте самолета производится дефектация трубопроводов статического и полного давлений, проверяется прочность их крепления, наличие требуемых зазоров, радиусов, защиты от воздействий агрессивных сред и их техническое состояние.

Трубопроводы статического и полного давлений и детали их соединения, имеющие неисправности или дефекты, подлежат демонтажу с ВС и ремонту в специализированном цехе по соответствующим ремонтным технологиям.

Неисправности системы питания анероидно-мембранных приборов. Таблица 1.1.

Проявления неисправности	Причины дефектов
1. Указатель скорости у одного из членов экипажа не реагирует на изменение скорости в горизонтальном полёте. Показания завышены при наборе высоты и занижены при снижении.	1. Закупорка динамической системы, попадание воды в трубопроводы динамической системы.
2. Показания указателей скорости КВС и второго пилота разнятся более чем на 30 км/час. Высотомеры работают нормально.	2. Не герметичность одной из линий полного давления.
3. Показания высотомеров и вариометра у КВС или 2/П не изменяются при изменении высоты.	3. Закупорка статической системы.
4. Показания приборов КВС и 2/П разнятся более чем: - на 30 км/ч - указатели скорости; - на 100 м - высотомеры. Показания высотомеров, подключенных к неисправной системе, близки к высоте в кабине.	4. Не герметичность одной из линий статического давления.

Неисправности приемников воздушного давления. Таблица 1.2.

Внешние проявления отказов и неисправностей	Причина неисправности
Трещина по окружности внутри ППД-1М	Перегрев ППД-1М
Трещина в корпусе приемника ППД-1М	Механическое повреждение
Следы сильного перегрева приемника ППД-1М /цвета «побежалости»/, закупорка приемника ППД-1М	Перегрев ППД-1М

1.4. Измерение высоты полёта

Высота полета - расстояние по вертикали от определенного уровня до самолета.

В зависимости от уровня начала отсчета различают высоты:

- **истинную** - от уровня точки земной поверхности, находящейся непосредственно под самолетом;
- **относительную** - от уровня выбранной начальной точки (взлетно-посадочной полосы ВПП, площадки и т.п.);
- **абсолютную** - от среднего уровня моря (по давлению 760мм.рт.ст. или 1013,25 гПа).

Соотношение между единицами давления и высоты. Таблица 1.3.

Единицы измерения	гПа (мбар)	мм рт. ст.
1 гПа (мбар)		0,750064
1 мм рт. ст.	1,33322	
1 фут = 0,3048 м	1 м = 3,2808 фута	Давление, приведенное к уровню моря, оставляет 1013,25 гПа

Принцип действия барометрических высотомеров основан на использовании зависимости изменения атмосферного давления от изменения высоты полета самолета.

Барометрическим способом высота полета измеряется по *гипсометрической формуле*

$$H = \left[1 - \left(\frac{P_H}{P_0} \right)^{\tau \cdot R} \right] \frac{T_0}{\tau} \quad (1.1)$$

где: стандартные данные - давление у земли $P_0 = 760$ мм рт. ст., при температуре $T_0 = 15$ °C и плотности воздуха $\rho_0 = 0,125$ кгс·с²/м²; температурный градиент высоты $\tau = 6,5^\circ/\text{м}$; R - массовая плотность воздуха.

Если считать параметры (P_0 , T_0 и τ) постоянными, то высота полета однозначно зависит от давления:

$$H = f(P_H). \quad (1.2)$$

Барометрический высотомер показывает высоту, соответствующую атмосферному давлению в корпусе прибора.

В зависимости от выставленного на барометрической шкале давления показания высотомера будут соответствовать абсолютной или относительной (приведенной) высоте.

- Абсолютная барометрическая высота получается при выставке давления 1013,25 гПа, мбар (760 мм рт. ст.);

- Относительная барометрическая высота измеряется при выставке давления на уровне выбранной начальной точки (высоте аэродрома).

Фактическое давление и температура на уровне моря и в любой точке Земли, а также распределение температур на различных высотах не остаются постоянными и могут отличаться от нормальных значений, из-за чего показания барометрического высотомера не соответствуют абсолютной высоте полета.

Барометрическим высотомерам присущи следующие *погрешности и неточности измерений*:

Инструментальная погрешность высотомера - алгебраическая разность между показанием прибора и действительным значением измеряемой высоты.

Аэродинамическая погрешность - ошибка восприятия статического давления приемником при полете самолета.

Вариация показаний - разность между показаниями прибора для одного и того же значения проверяемой высоты при прямом и обратном ходе измерения.

Неплавность хода стрелки высотомера - остановка стрелки с последующим рывком при плавном изменении высоты.

Рассогласование показаний шкалы барометрического давления* - разность между показаниями шкалы барометрического давления и давлением в измерительной части высотомера при установке показаний указателя высоты на 0 м (0 футов).

* Под термином "шкала барометрического давления" следует также понимать счетчик барометрического давления.

Аэродинамические поправки приемников статического давления ТУ-154. Таблица 1.4.

Высота (м)	Vпр (км/час)	ΔH_a (м)
1200	400	-15
3600	400	-20
6300	540- 570	-15
9600	500- 575	-10
10100	500- 575	+5

1.5. Особенности барометрических высотомеров

В настоящее время на отечественных самолетах применяются барометрические механические высотомеры ВД-20, ВБ-10, ВМ-15; электрические футомеры ВМФ-50, УВИД-15Ф; электромеханический высотомер ВЭМ-72 и ряд других аналогичных по принципу измерения приборов. Высотомеры ВЭМ-72 и УВИД-15 питаются постоянным током напряжением +27В и переменным - 115В 400Гц.

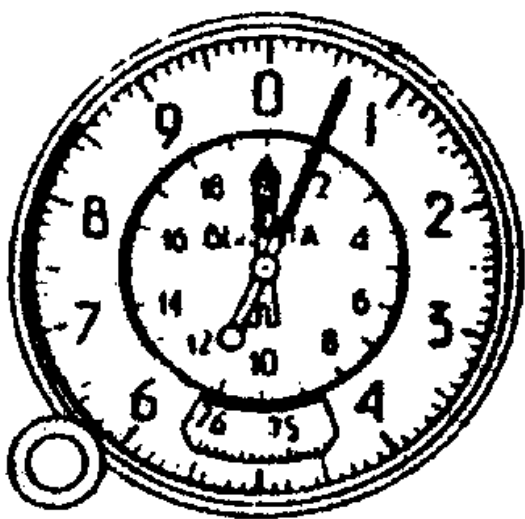


Рис. 1.7. Высотомер ВД-20К

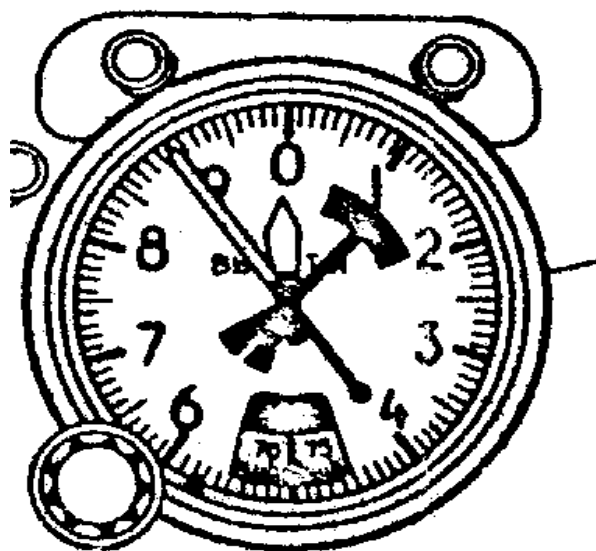


Рис. 1.8. Высотомер ВМ-15К

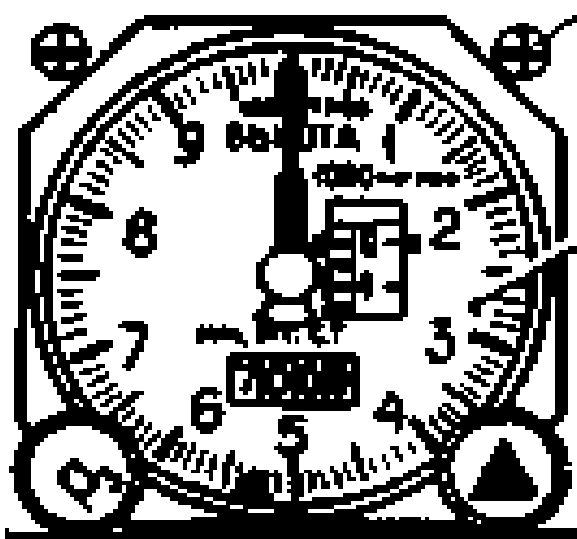


Рис. 1.9. Высотомер ВБ-10

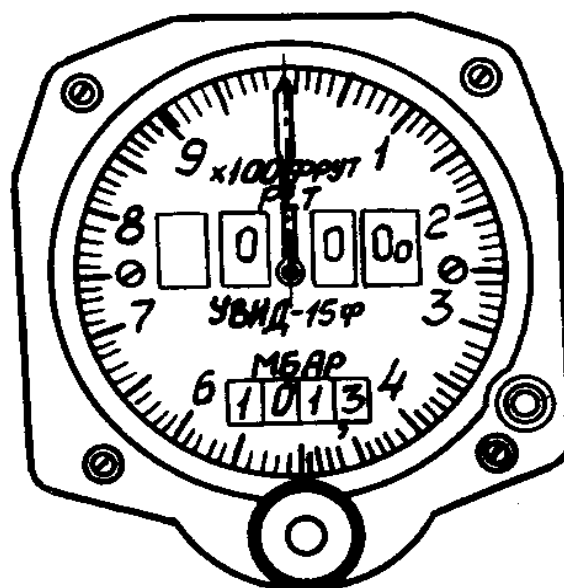


Рис. 1.10. Высотомер УВИД-15Ф

Основным элементом прибора, реагирующим на изменение атмосферного давления, является anerоид в виде герметичной мембранной коробки, из которой откачан воздух.

Для исключения погрешностей, обусловленные различием давления в кабине и давления окружающего самолет воздуха, anerоид, помещают в герметичный корпус, который сообщается трубопроводом с приемником статического давления, расположенным вне самолета во встречном потоке воздуха.

Высотомер УВИД-30-15 выдают информацию:

- в ответчик СОМ-64 об измеренной *относительной высоте* в виде относительного сопротивления; - в МСРП-64 о правильной установке значения давления, равного 760мм.рт.ст. (1013 гПа) в виде замыкания контактов счётчика-сигнализатора давления $P_{0д}$;

- в систему сигнализации о включении электропитания в виде напряжения постоянного тока +27В.

На лицевой части прибора установлена сигнальная лампа, которая включается нормально замкнутыми контактами реле в следующих случаях:

- при отсутствии напряжения переменного тока 115В 400Гц.;
- в начале и в конце диапазона измеряемой высоты;
- в начале и в конце диапазона ввода фактического значения давления у земли.

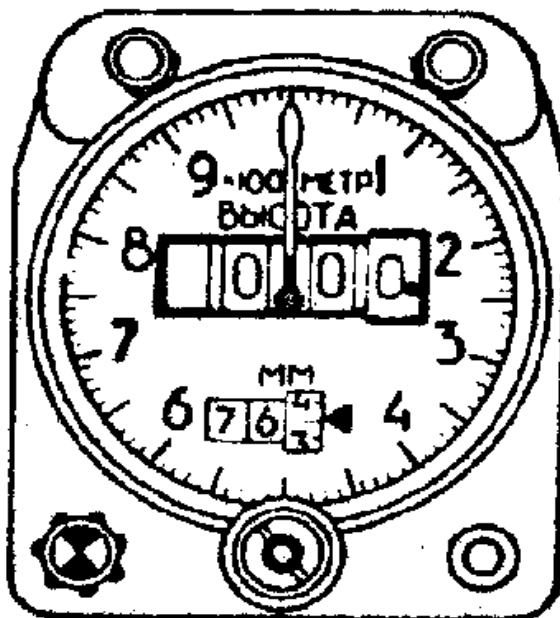


Рис. 1.11. Высотомер ВЭМ-72К

Высотомер ВЭМ-72 выдает в самолетный ответчик СО-70 №2 сигнал пропорциональный значению *абсолютной высоты полета* *Набс*, а в систему регистрации полетной информации (МСРП) сигнал +27В при установке $P_0=760$ мм рт.ст.

Проверка сопряжения ВЭМ-72 с СО-72 осуществляется на точках 0, 3000, 6000 и 12100м с учетом суммарных аэродинамических поправок. Разность значений высот по ВЭМ-72 и СО-72 допускается в пределах 1%.

На самолете В-737 непосредственно от системы полного и статического давления запитаны резервные анероидно-мембранный указатель высоты и воздушной скорости. Прибор расположен на приборной доске КВС. Представляет собой комбинацию двух приборов в одном корпусе и является дополнительным источником информации о воздушных данных.

Часть прибора, касающаяся воздушной скорости, показывает приборную скорость в диапазоне от 60 до 450 узлов. Указатель скорости – механический, барабанный счетчик.

Стрелочная часть прибора показывает барометрическую высоту в сотнях футов, перемещается один раз вокруг всего циферблата за каждые 1000 футов высоты.

Цифровая индикация высоты показывает высоту в тысячах футов.

Индикаторы на лицевой части высотомера показывают барометрическое давление, отсчитываемое в миллиметрах ртутного столба и миллибарах. Начало отсчета барометрической высоты устанавливается вращением ручки на передней панели прибора.

Приборный вибратор на высотомерной части трясет прибор для обеспечения плавного движения стрелки высоты

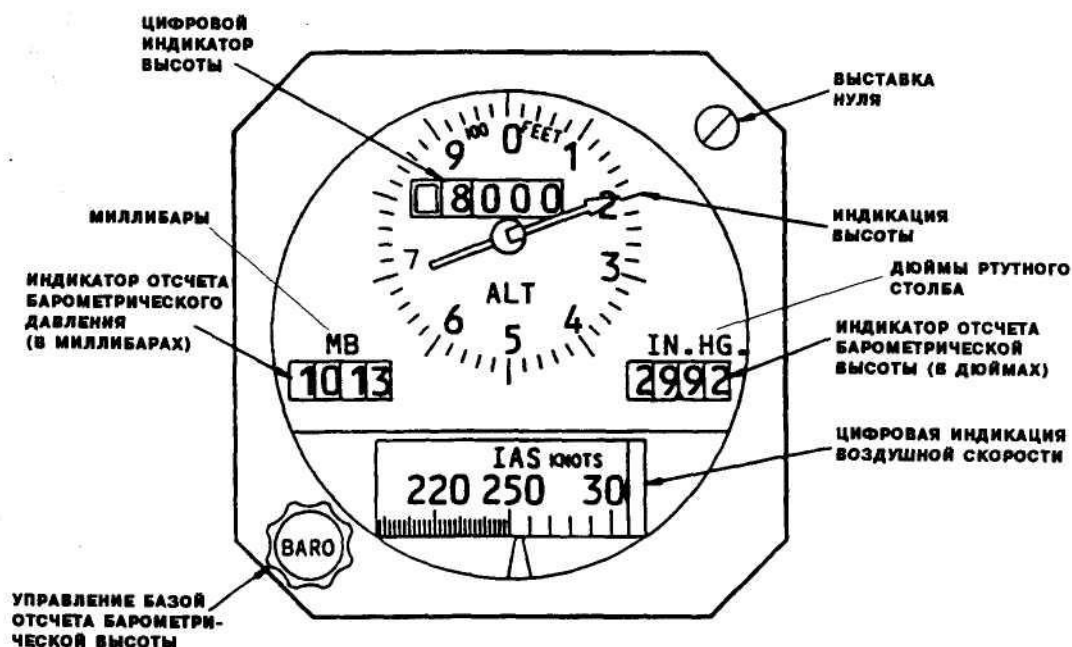


Рис. 1. 12. Резервные высотомер/индикатор воздушной скорости самолета В-737

Когда ручкой установки барометрической высоты BARO установлено давление на уровне моря (1013 MB), высотомер показывает приборную барометрическую высоту; при установке окружающего давления индикация высоты представляет собой барометрически скорректированную высоту..

1.6. Техническое обслуживание высотомеров на самолете

В процессе технического обслуживания на самолете производят следующие проверки высотомерного оборудования:

- внешнего состояния,
- погрешности показания в контрольной точке,
- функционирования.

При проверке внешнего состояния необходимо осмотреть высотомеры. Убедиться, что они надежно закреплены на приборной доске. Высотомеры не должны иметь видимых повреждений защитного стекла, нарушений лакокрасочного покрытия стрелок, индексов и шкал. Ручка кремальеры должна вращаться плавно, без заеданий. Гайка кремальеры должна быть законтрена красной краской (кроме ВМ-15), на кремальере приборов ВД-10 должны быть установлены защитные колпачки. На прилегающей к стеклу нижней лицевой части фланца высотомеров должен быть четко нанесен номер прибора. Протереть мягкой ветошью стекла приборов, удалить с них пыль и загрязнения.

Убедиться в наличии таблиц поправок в кассетах командира корабля и второго пилота, а также в совпадении номеров высотомеров с номерами, указанными в таблице поправок высотомеров.

Для оценки погрешности показаний высотомера:

- Запросите на метеостанции давление на аэродроме и приведите его к уровню установки высотомера на самолете.
- Установите стрелки проверяемого высотомера на нулевую отметку и отсчитайте показание шкалы барометрического давления.
- Определите отклонение показания шкалы барометрического давления от приведенного давления.

Расхождение показаний не должно превышать:

- для высотомеров метрового диапазона $\pm 1,5$ мм рт. ст. при давлении 720 ÷ 780 мм рт. ст. и ± 2 мм рт. ст. при давлении менее 720 и более 780 мм рт. ст.;
- для футомеров не более ± 2 гПа (мбар) при давлении 959-1040 мбар., и ± 3 гПа (мбар.) при давлении менее 959 и более 1040 мбар

Высотомер, имеющий расхождение, превышающее 1,5 мм рт. ст., или расконтренную гайку кремальеры, подлежит снятию с самолета. Эксплуатация самолета с таким высотомером не допускается.

Вращая кремальеру, установить давление 760 мм рт. ст. При этом подвижные треугольные индексы должны установиться на нулевой отметке шкалы. Допускается отклонение индексов от нулевой отметки шкалы на ± 10 м. Если подвижные треугольные индексы отклонились более чем на ± 10 м, прибор необходимо заменить. При замене высотомера надо соответственно составить новую таблицу поправок.

При проверке необходимо руководствоваться значениями допустимых инструментальных погрешностей. Высотомер считается исправным, если отклонение показания шкалы барометрического давления от давления на уровне установки высотомера на самолете не превышает величин, указанных в нормах технических параметров.

Допускаемая погрешность измерения высоты в метрах для ВМ-15. Таблица 1.5.

Высота (м)	0	600	1000	1200	2400	6000	8400	12000
Погрешн.(±м)	15	20	30	40	50	60	70	100

Допускаемая погрешность измерения высоты в футах для ВМФ-50. Таблица 1.6.

Высота фут.	0	2000	3500	6500	13000	20000	26000	33000	40000	50000
Погр. ±фут.	50	70	100	130	170	200	230	270	330	400

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. ЛЕТНОМУ И ТЕХНИЧЕСКОМУ СОСТАВУ ЗАПРЕЩАЕТСЯ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ НА САМОЛЕТЕ МЕХАНИЗМОМ КРЕМАЛЬЕРЫ ДЛЯ СОГЛАСОВАНИЯ ПОКАЗАНИЙ ВЫСОТОМЕРА И ШКАЛЫ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ.

Функционирование высотомера оценивают при проверке герметичности статической системы ПВД самолета, к которой подключен высотомер. Проверка функционирования высотомеров производится плавным изменением разряжения в корпусе проверяемого высотомера и наблюдением за движением стрелок высотомера с оценкой соответствия показаний приборов задаваемой высоте.

Для проверки функционирования высотомерного оборудования на самолете и герметичности систем ПВД используется установка КПА-ПВД или КПУ-3.

Электромеханические высотомеры дополнительно проверяются в режиме АВТОКОНТРОЛЬ.

Проверка работоспособности высотомера ВЭМ-72 на самолете проводится следующим образом:

- включите АЗС «ВЭМ-72» на правой панели АЗС;
- включите выключатель «ВЭМ-72» на верхнем электрощитке пилотов;
- проверьте исправность ВЭМ-72 и его модификаций в режиме АВТОКОНТРОЛЬ, для этого.

- При включенном электропитании высотомера нажмите кнопку «АК» Показания высотомера должны измениться на 150 ± 50 м, а для высотомеров с футовой шкалой - не менее чем на 400 футов. На указателе высотомера должен загореться светосигнализатор отказа питания (для ВЭМ-72Ф должен появиться флажок отказа электропитания в прорези циферблата).

- Отпустите кнопку АВТОКОНТРОЛЬ, при этом стрелка высотомера должна вернуться в исходное положение с погрешностью, не превышающей допустимую вариацию, а светосигнализатор отказа питания должен погаснуть (для ВЭМ-72Ф флажок отказа электропитания в прорези циферблата должен исчезнуть).

- установите кремальерой стрелку высотомера на нуль высоты и сравните 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.

При проверке УВИД на самолете необходимо:

- Включить автоматы защиты типа АЗС и АЗФ питания «УВИД» - на высотомере загорается красная лампочка.

- Включить выключатель «УВИД» на верхнем электрощитке лётчиков. Красная лампа гаснет, стрелка и барабанчики счётчика обрабатываются на определённое значение высоты.

- Установить кремальерой стрелки высотомера на «нуль» высоты и сличить показания давления прибора с давлением на аэродроме, приведённое к месту стоянки самолёта.

Расхождение показаний допускается не более $\pm 2,0$ гПа (мбар) (при давлении 960÷1040 мбар) и $\pm 3,0$ гПа (мбар) (при давлении меньше 959 мбар и больше 1040 мбар).

В процессе эксплуатации определяется работоспособность высотомерного оборудования и производится периодическая инструментальная проверка точности его показаний. Для инструментальной проверки высотомерное оборудование снимается с самолета и проверяется в лабораториях АТБ или ремонтных заводов на соответствие нормам технических параметров.

Неисправности высотомеров УВИД-15 указаны в таблице 1.7.

Неисправности высотомеров УВИД-15. Таблица 1.7.

Внешние проявления отказов и неисправностей	Причина неисправности
1. Нет сигнала 1013гПа	Неисправность УВИД-15ФПБ
2. Не устанавливается барометрическое давление от кремальеры	Выход из зацепления шестерен УВИД-15ФПБ
3. Большая погрешность показаний прибора	Сломана кремальера УВИД-15

Характерные отказы ВМ-15К:

- занижает показания высоты;
- не работает;
- погрешность измерения превышает допуск.

1.7. Приведение давления на аэродроме к уровню установки высотомера на самолете

Давление на аэродроме - атмосферное давление, измеренное в гПа (мбар) или в мм рт. ст., на уровне порога ВПП ($P_{ВПП}$).

Атмосферное давление на уровне установки высотомера на самолете ($P_В$) определяется по формуле:

$$P_В = P_{ВПП} + \Delta P_{h_{МС}} + \Delta P_{h_{УВ}}; \quad (1.3)$$

$$\Delta P_{h_{МС}} = h_{МС} / K;$$

$$\Delta P_{h_{УВ}} = h_{УВ} / K,$$

где: $P_{ВПП}$ - атмосферное давление на аэродроме (гПа, мбар, мм рт. ст.);

$\Delta P_{h_{МС}}$ - поправка к давлению на аэродроме, обусловленная превышением (принижением) места стоянки самолета относительно уровня ВПП (гПа, мбар, мм рт. ст.);

$\Delta P_{h_{УВ}}$ - поправка к давлению на аэродроме, обусловленная превышением места установки высотомера на самолете относительно уровня стоянки (гПа, мбар, мм рт. ст.);

$h_{МС}$ - превышение (принижение) места стоянки самолета относительно уровня ВПП (м, футы);

$h_{УВ}$ - превышение места установки высотомера на самолете относительно уровня стоянки (м, футы);

K - коэффициент приращения высоты на единицу давления (м/гПа, м/мм рт. ст., фут/гПа); устанавливается постоянным (с округлением до целого числа) для данного аэродрома по годовому среднестатистическому давлению на данном аэродроме (кроме высокогорных аэродромов).

Значение постоянного коэффициента « K » устанавливается инженерными службами ВС и ГА данного аэродрома. Значение $\Delta P_{h_{МС}}$ имеет знак "-", если место стоянки самолета выше уровня ВПП, и знак "+", если место стоянки ниже уровня ВПП. Значение $\Delta P_{h_{УВ}}$ всегда имеет знак "-" и зависит от типа самолета. Величина $h_{УВ}$ для каждого типа самолета определяется по габаритным размерам самолета.

Примечания: Расчеты по формуле (1.3) проводятся с точностью до одного знака после запятой. При расчетах допускается не учитывать поправку $\Delta P_{h_{МС}}$, если $h_{МС}$ не выходит за пределы ± 2 м, и поправку $\Delta P_{h_{УВ}}$, если $h_{УВ}$ меньше 3 м.

В условиях высокогорных аэродромов, когда давление на аэродроме меньше нижнего предела шкалы барометрического давления, вместо давления $P_В$ на уровне установки высотомера определяют абсолютную высоту установки высотомера на самолете ($h_В$) по формуле

$$h_В = h_{ВПП} + h_{МС} + h_{УВ} \quad (1.4)$$

где: $h_{ВПП}$ - абсолютная высота аэродрома (м, футы).

*Коэффициенты приращения высоты Величина превышения $h_{ув}$ (м) для
некоторых типов самолетов ГА. Таблица 1.8.*

Тип самолета	Тип измерителя высоты	Величина превышения $h_{ув}$, м
Ту-134, Ту-154, Ан-12	Все типы измерителей высоты	3
Як-42	Все типы измерителей высоты	4

Коэффициенты приращения высоты на единицу давления. Таблица 1.9.

Диапазон давления, мм рт. ст.	Коэффициент К, м/мм рт. ст.	Диапазон давления, мм рт. ст.	Коэффициент К, м/мм рт. ст.
806-795	10,6	642-631	12,8
794-777	10,8	630-619	13,0
776-760	11,0	618-608	13,2
759-743	11,2	607-597	13,4
742-727	11,4	596-586	13,6
726-712	11,6	585-575	13,8
711-697	11,8	574-565	14,0
696-683	12,0	564-555	14,2
682-669	12,2	554-546	14,4
668-656	12,4	545-536	14,6
655-643	12,6	535-526	14,8

Коэффициенты приращения высоты на единицу давления. Таблица 1.10.

Диапазон давления, гПа	Коэффициент К	
	м/гПа	футы/гПа
1075-1060	8,0	26,2
1059-1035	8,1	26,6
1034-1013	8,3	27,1
1012-992	8,4	27,6
991-971	8,5	28,0
970-950	8,7	28,5
949-930	8,9	29,0
929-910	9,0	29,5
909-892	9,2	30,0
891-875	9,3	30,5
874-858	9,5	31,0
857-841	9,6	31,5
840-825	9,8	32,0
824-809	9,9	32,5
808-795	10,1	33,0
794-781	10,2	33,5

Пример 1. Требуется определить постоянное значение коэффициента К для данного аэродрома.

По данным метеостанции годовое среднестатистическое давление на аэродроме

$$P_{впп\text{ ср}} = 697,3 \text{ мм рт. ст. (929,7 гПа, мбар)}.$$

По табл. 1.9. (1.10) определяем, что это давление находится в диапазоне 711-697 мм рт. ст. (949-930 гПа, мбар), которому соответствует коэффициент К = 11,8 м/мм рт. ст. (8,9 м/гПа; 29,0 футов/гПа).

Округляем значение коэффициента К до ближайшего целого числа и принимаем его постоянным для данного аэродрома.

$$K = 12,0 \text{ м/мм рт. ст. (9,0 м/гПа, 29,0 футов/гПа)}.$$

Пример 2. Требуется привести давление на аэродроме к уровню установки высотомера (вычислителя СВС) на самолете.

По данным метеостанции давление на аэродроме в момент проверки

$$P_{впп} = 746,5 \text{ мм рт. ст. (995,3 гПа, мбар)}.$$

Место стоянки самолета выше уровня ВПП на 10 м, следовательно $h_{мс} = 10 \text{ м (32,8 футов)}$. Высота установки высотомера на самолете 3,5 м.

$$h_{ув} = 3,5 \text{ м (11,5 футов)}.$$

Значение постоянного для данного аэродрома коэффициента К

$$K = 11,0 \text{ м/мм рт. ст. (8,0 м/гПа, 28 футов/гПа)}$$

Атмосферное давление на уровне установки высотомера вычисляем по формуле (1.4):

- для приборов с барометрической шкалой, отградуированной в мм рт. ст., и шкалой указателя высоты, отградуированной в метрах

$$P_{в} = 746,5 + \left(-\frac{10}{8}\right) + \left(-\frac{3,5}{8}\right) = 745,3 \text{ мм рт.ст.}$$

- для приборов с барометрической шкалой, отградуированной в гПа, мбар, и шкалой указателя высоты, отградуированной в метрах

$$P_{в} = 995,3 + \left(-\frac{10}{8}\right) + \left(-\frac{3,5}{8}\right) = 993,7 \text{ гПа, мбар}$$

- для приборов с барометрической шкалой, отградуированной в гПа, мбар, и шкалой указателя высоты, отградуированной в футах

$$P_{в} = 995,3 + \left(-\frac{32,8}{28}\right) + \left(-\frac{11,5}{28}\right) = 993,7 \text{ гПа, мбар}$$

1.8. Методика расчета показаний высотомеров на эшелоне с учетом поправок

Для обеспечения точного выдерживания высоты полета в показания бортовых средств измерения высоты вводятся суммарные аэродинамические и инструментальные поправки.

Поправка это алгебраическая разность между действительным значением высоты и показанием высотомера.

Высота эшелона - заданная барометрическая высота, измеряемая относительно уровня давления 1013,25 гПа (760 мм рт. ст.).

Существуют следующие **системы вертикального эшелонирования**, используемые для полетов на воздушных трассах:

- **отечественная система эшелонирования - МВЭ-500** (в метрах) при минимуме вертикального эшелонирования (МВЭ) 300 м до высоты 8100 м и 500 м на высотах более 8100 м до 12100 м, а далее через каждые 1000 м, действующая система вертикального эшелонирования.

- **отечественная система эшелонирования - МВЭ-300** (в метрах) при минимуме вертикального эшелонирования (МВЭ) 300 м до высоты 12300 м и 1000 м на высотах более 12300 м, внедряемая сокращенная норма вертикального эшелонирования в воздушном пространстве России.

- **система эшелонирования - VSM-2000** (Vertical Separation Minimum), принятая в Международной организации гражданской авиации (ИКАО) (в футах), при минимуме вертикального эшелонирования (VSM) 1000 футов до высоты 29000 футов и 2000 футов на высотах более 29000 футов.

- **система вертикального эшелонирования – RVSM** (Reduced Vertical Separation Minimum), принятая в Международной организации гражданской авиации (ИКАО) (в футах) при сокращенном минимуме вертикального эшелонирования 1000 футов до высоты 41000 футов и 2000 футов на высотах более 41000 футов.

Заданные эшелоны, определяемые по высотомеру с учетом поправок

$$H_{\text{эш}} = H_{\text{пр}} + \Sigma \Delta H \quad (1.5)$$

где $H_{\text{пр}}$ - показания бортового высотомера, м (футы);

$\Sigma \Delta H$ - суммарная поправка, м (футы);

$$\Sigma \Delta H = \Delta H_{\text{и}} + \Delta H_{\text{а}} \quad (1.6)$$

где $\Delta H_{\text{и}}$ - средняя инструментальная поправка высотомера для заданной высоты эшелона, м (футы);

$\Delta H_{\text{а}}$ - аэродинамическая поправка для заданного эшелона в зависимости от скорости полета, м (футы).

Из формулы (1.5) следует, что высота полета по прибору на заданном эшелоне равна

$$H_{\text{пр}} = H_{\text{эш}} - \Sigma \Delta H \quad (1.7)$$

Примечание. Для точных электронных высотомеров и для самолета типа Як-42 не учитываются инструментальные и аэродинамические поправки и бортовые таблицы не составляются.

ПРИМЕР РАСЧЕТА ПОКАЗАНИЙ ВЫСОТОМЕРОВ Таблица 1.11.

Высотомер типа _____ № _____ установлен на рабочем месте члена экипажа _____

Самолет (вертолет) тип _____ № _____ Дата проверки _____ Тип приемника _____

футы/метры		Точки контроля Н, м	Средняя инструмент. поправка $\Delta H_{\text{и, м}}$	Аэродинамич поправка $\Delta H_{\text{а, м}}$	Суммарн поправка $\Sigma \Delta H, \text{ м}$	Показания высотомеров $H_{\text{пр, м}}$
1		2	3	4	5	6
1000	300	300	-5	+15	+10	290
2000	610	600	-10	+15	+10	600
3000	910	900	-10	+15	+10	900
4000	1220	-	-15	+15	0	1220
5000	1520	1500	-15	+15	0	1520
6000	1830	-	0	+15	+20	1810
7000	2130	2100	0	+15	+20	2110
8000	2440	-	+5	+15	+20	2420
9000	2740	2700	+5	+15	+20	2720
10000	3050	.	+15	+15	+30	3020
11000	3350	3300	+15	+15	+30	3320
12000	3660	.	+20	+10	+30	3620
13000	3960	3900	+20	+10	+30	3930
14000	4270	-	+40	+10	+50	4220
15000	4570	4500	+40	+10	+50	4520
16000	4880	.	+50	+10	+60	4820
17000	5180	5100	+50	+10	+60	5120
18000	5490	.	+60	+10	+70	5420
19000	5790	5700	+60	+10	+70	5720
20000	6100	-	+65	+10	+80	6020
21000	6400	6300	+65	+10	+80	6320
22000	6700	-	+60	+10	+70	6630
23000	7010	6900	+60	+15	+80	6930
24000	7310	-	+70	+15	+90	7220
25000	7620	7500	+70	+15	+90	7530
26000	7920	.	+65	+20	+90	7830
27000	8230	8100	+65	+20	+90	8140
28000	8530	8400	+80	+25	+110	8420
29000	8840	8700	+80	+30	+110	8730
30000	9140	9000	+80	+50	+130	9010
31000	9450	9300	+80	+65	+150	9300
32000	9750	9600	+80	+65	+150	9600
33000	10060	10200	+80	+60	+140	9920
34000	10360	10500	+80	+60	+140	10220
35000	10670	10800	+80	+60	+140	10530
36000	10970	11100	+90	+60	+150	10820
37000	11280	11400	+90	+60	+150	11130
38000	11580	11700	+100	+60	+160	11420
39000	11890	12000	+100	+60	+160	11730
40000	12190	12300	+110	0	+110	12080
41000	12500	12300	+120	+10	+130	12370

1.9. Проверка высотомерного оборудования в лаборатории

Перед установкой высотомера на самолёт и при выполнении регламентных работ высотомеры проверяют в лаборатории АиРЭО на соответствие НТП и выдаваемые электрические сигналы.

На соответствие НТП проверяют следующие параметры высотомеров:

1. Герметичность корпуса при разряжении, соответствующем высоте 5000м – спадание разряжения допускается не более 100м за 1 мин;

2. Рассогласование положения стрелок со шкалой давлений – допускается не более ± 20 м по шкале высоты;

3. Погрешность показаний на отметках шкалы:

0м - допускается ± 20 м; 500, 2000м - допускается ± 50 м;

4000м - допускается ± 70 м; 6000м - допускается ± 90 м;

8000м - допускается ± 130 м; 10000м - допускается ± 150 м;

12000м - допускается ± 180 м; 14000м - допускается ± 200 м.

Плавность хода стрелок проверяется при плавном изменении давления в процессе проверки высотомера по высотам при прямом и обратном ходе измерения. Неплавность хода стрелок не должна превышать величин, указанных в НТП.

Вариация показаний проверяется одновременно с проверкой высотомера по высотам путем вычисления разности между показаниями высотомера при одном и том же значении измеряемой высоты при прямом и обратном ходе измерения на всех точках проверки. Допустимые вариации показаний высотомеров и точки проверки с метровой и футовой шкалой и приведены в НТП.

При проверке необходима проверочная установка УВВ-1 и секундомер.

Высотомер проверяют на контрольных точках и по ним составляют таблицу инструментальных погрешностей. Таблицу погрешностей вклеивают в паспорт высотомера.

Лабораторная проверка высотомерного оборудования может выполняться с применением ВЫСОКОТОЧНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ ДАВЛЕНИЯ для создания и контроля задаваемого при проверке давления (разрежения):

- генератора давлений ГД; -измерителя давлений цифрового ИДЦ ;
- барометра рабочего сетевого (цифрового) БРС-1М-3;
- манометра цифрового прецизионного МЦП-2-03;

а также измерителя воздушных давлений ИВД из состава установки УКАМП или аппаратуры АП-СВС-2.

Примечание: ГД, ИДЦ, БРС-1М-3 и МЦП-2-03 обеспечивают контроль высотомерного оборудования, находящегося в эксплуатации, при всех минимумах, в любой системе вертикального эшелонирования.

1.10. Оформление результатов проверки высотомерного оборудования

Результаты проверок механических, электромеханических высотомеров и систем воздушных сигналов СВС (кроме электронных ВБЭ-1, ВБЭ-2, СВС-85, ВБЭ-СВС) при выполнении регламентных работ заносятся в формы учета параметров высотомерного оборудования.

Внимание. При внесении в таблицу величины и знака поправки к показаниям указателей высоты необходимо строго руководствоваться правилом, что поправка есть алгебраическая разность между действительным значением высоты и показанием высотомера.

Особое внимание следует обращать на знак поправки, так как ошибка в определении знака приводит к искажению истинного значения суммарной поправки.

Так как показания высотомерного оборудования считываются с точностью до половины цены деления шкалы, т.е. до 5м (10 футов), то величины поправок должны быть кратными 5 (10).

Среднее значение поправки $\Delta H_{\text{ср}}$ вычисляется по формуле

$$\Delta H_{\text{ср}} = \frac{\Delta H_{\text{п}} + \Delta H_{\text{о}}}{2} \quad (1.8)$$

где $\Delta H_{\text{п}}$ - поправка при прямом ходе измерения (при увеличении высоты);
 $\Delta H_{\text{о}}$ - поправка при обратном ходе измерения (при уменьшении высоты).

Пример. Требуется определить среднее значение поправки $\Delta H_{\text{ср}}$ высотомера на высоте эшелона $H_{\text{эш}} = 6300$ м.

Высотомер при проверке по высотам на прямом ходе измерения (при увеличении высоты) на высоте эшелона $H_{\text{эш}} = 6300$ м показывает высоту $H_{\text{вп}} = 6285$ м, следовательно, поправка $\Delta H_{\text{п}}$ будет иметь величину

$$\Delta H_{\text{п}} = H_{\text{эш}} - H_{\text{вп}} = 6300 - 6285 = +15 \text{ м.}$$

Тот же высотомер при проверке на обратном ходе измерения (при уменьшении высоты) на высоте эшелона $H_{\text{эш}} = 6300$ м показывает высоту $H_{\text{вп}} = 6340$ м, тогда

$$\Delta H_{\text{о}} = H_{\text{эш}} - H_{\text{вп}} = 6300 - 6340 = -40 \text{ м.}$$

Вычисляем среднее значение поправки для высотомера на высоте эшелона $H_{\text{эш}} = 6300$ м:

$$\Delta H_{\text{ср}} = \frac{\Delta H_{\text{п}} + \Delta H_{\text{о}}}{2} = \frac{15 + (-40)}{2} = -12,5 \text{ м.}$$

Абсолютное значение поправки $\Delta H_{\text{ср}}$ округляем в большую сторону до величины, кратной 5, и эту величину вносим в форму учета параметров в строку $\Delta H_{\text{ср}}$ графы, соответствующей высоте эшелона 6300 м: $\Delta H_{\text{ср}} = -15$ м.

1.11. Эксплуатация высотомера ВБЭ-1

Введение уменьшенных минимумов вертикального эшелонирования RVSM в воздушном пространстве Европейского региона, Канады и США снижает вертикальное эшелонирование с традиционных 600 до 300 метров на высотах с 8100 до 12300 метров включительно и потребовало установку на самолет точных электронных высотомеров, оборудованных системой сигнализации занятия эшелона и отклонения самолета от заданного эшелона. Воздушное пространство между 8100м и 12300м считается «эксклюзивным», т.к. в нем разрешены полеты только ВС, способных выдерживать жесткие нормы по поддержанию заданной высоты.

Высотомер барометрический электронный ВБЭ-1 обеспечивает:

- измерение и индикацию в метрах и футах относительной барометрической высоты Нотн;
- ввод и индикацию в метрах и футах высоты заданного эшелона полета Нэ;
- визуальную и звуковую сигнализацию об отклонении самолета от заданной высоты эшелона;
- ручную установку и индикацию атмосферного давления у земли в гПа Рз;
- выдачу в адресный ответчик системы TCAS электрических сигналов в коде ARINC-429 о текущих значениях абсолютной барометрической высоты Набс.

На приборной доске пилотов *самолета ЯК-42* доработанного под выполнение международных рейсов установлены два высотомера ВБЭ-1 вместо высотомеров ВБ-10: левый высотомер ВБЭ-1 (для КВС) подключен к статической линии С1, правый ВБЭ-1 (для второго пилота) - к статической линии С2.

Индикация параметров Нотн, Нэ и Рз, обозначения и стрелка выполнены черным цветом на светлом фоне, причем при измерении высоты в метрах фон светло-зеленый, а при измерении в футах - желтый. Наряду с индикацией высот высотомер выдает визуальную и звуковую сигнализацию при отклонении самолета от заданного эшелона.

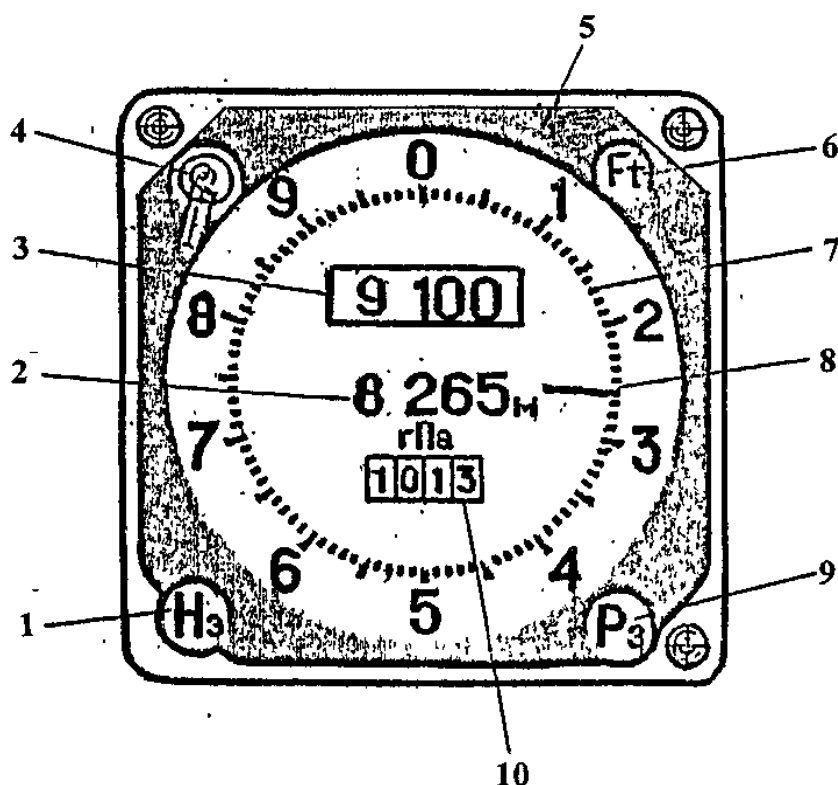
Электропитание высотомера осуществляется от сети постоянного тока через автомат защиты АЗРГК-2 ВБЭ напряжением 27В.

Высотомер имеет встроенное освещение индикатора. Поворотом ручки изменения яркости индикатора устанавливается желаемая степень освещения индикатора, которая затем поддерживается автоматически при изменении уровня внешнего освещения.

Принцип действия высотомера основан на использовании зависимости изменения атмосферного от изменения высоты. Атмосферное (статическое) давление через штуцер Рст высотомера поступает в датчик давления, который выдает электрический сигнал, пропорциональный измеряемому давлению. Сигнал с датчика и управляющие сигналы, формируемые с помощью кремальер Рз и Нэ, поступают в блок вычислителя.

Выставка Рз осуществляется кремальерой Рз до упора влево или вправо. При нажатии кремальеры Рз устанавливается давление 1013 гПа.

Заданная высота эшелона Нэ выставляется поворотом кремальеры Нэ до упора вправо или влево.



- 1 - кремальера Нэ;
- 2 - счетчик Нотн;
- 3 - счетчик Нэ;
- 4 - ручка изменения яркости свечения индикатора;
- 5- индикатор;

- 6- кнопка Ft
- 7- шкала высот;
- 8- стрелка;
- 9- кремальера Рз;
- 10 - счетчик Рз

Рис. 1.13. ЛИЦЕВАЯ ПАНЕЛЬ ВЫСОТОМЕРА ВБЭ-1

При нажатии и опускании кнопки Ft происходит смена режима индикации высоты с метрового на футовый и изменение цвета фона индикатора. Повторное нажатие кнопки приводит к переходу с футового режима индикации на метровый. При нахождении самолета на высоте более +150м (500фут) до заданного эшелона на счетчике Нэ вокруг значения заданного эшелона индицируется рамка.

При приближении самолета к заданному эшелону (снизу или сверху) за 150м (300фут) до заданного эшелона рамка начинает мигать и в наушники авиагарнитур экипажа подается звуковой сигнал длительностью 1,5с с частотой 800Гц. Рамка мигает все время, пока самолет находится в пределах высот +150-60м (500-200фут) до заданного эшелона. При приближении самолета к заданному эшелону за 60м (200фут) до него индикация на счетчике Нэ и рамка пропадают и отсутствуют пока самолет находится в пределах высот менее 60м (200фут) до заданного эшелона.

При отклонении самолета от заданного эшелона (вверх или вниз) на 60м (200фут) на счетчике Нэ появляется значение заданного эшелона и мигающая рамка вокруг него и в наушники авиагарнитур экипажа подается звуковой сигнал длительностью 1,5с с частотой 800Гц. Подача звукового сигнала производится от того высотомера, который выбран переключателем УХОД С ЭШЕЛОНА ЗВУК. СИГН. ЛЕВ.-ПРАВ.

В высотомере предусмотрен *автоматический встроенный контроль* исправности высотомера, который проводится при включении электропитания высотомера. По окончании встроенного контроля при отсутствии отказа на счетчике Нотн индуцируется значение "10000", а на счетчике Рз - значение "1013" (при обнаружении отказа на счетчике Нотн в четырех старших разрядах индуцируется номер отказа).

В высотомере предусмотрен *автоматизированный контроль* (тест-контроль) при вытягивании на себя и отпускании кремальеры Нэ. При отсутствии отказа на индикаторах выдается информация Рз=1888, Нэ=88800, Нотн=88888 и в течении 1,5с выдается электрический сигнал в наушники а/гарнитур экипажа (на звуковую сигнализацию). За время контроля стрелка индикатора должна совершить полный оборот, начиная с "0", при этом после совершения половины оборота появляется рамка вокруг индикатора Нэ, индикация переходит в футовый режим и изменяется цвет фона шкалы индикатора. После совершения полного оборота в течении 4с на индикаторе Нотн в четырех старших разрядах отображается ПР-0, при этом визуальная и звуковая сигнализация отсутствуют. Затем на счетчике Нотн устанавливается значение 1013 гПа.

При наличии отказа высотомера на счетчике Нотн после индикации значения (ПР-0) в четырех старших разрядах индицируется номер отказа.

Для перевода высотомера в рабочий режим необходимо еще раз вытянуть кремальеру Нэ на себя.

При проверке высотомера нужно с помощью кремальеры Рз установить на нулевые значения стрелку и показания индикатора высоты и снять показания счетчика атмосферного давления. Отличие показаний счетчика атмосферного давления от приведенного атмосферного давления должно быть не более + 2,0 гПа. Одновременно наблюдать за функционированием визуальной сигнализации об отклонении от заданной высоты эшелона. При наличии постоянно видимой или мигающей рамки вокруг значения Нэ нажать и отпустить кремальеру Нэ. Рамка вокруг значения Нэ пропадет, на индикаторе Нэ установится значение 00. Звуковая сигнализация отсутствует.

При повороте кремальеры Нэ по и против хода часовой стрелки убедитесь в увеличении и уменьшении значения Нэ, при этом визуальная и звуковая сигнализация восстанавливаются. При нажатии кнопки Ft и ее отпускании убедитесь в смене индикации с метров на футы и цвета освещения. При нажатии и отпускании кремальеры Рз убедитесь в установке значения атмосферного давления 1013 гПа на индикаторе.

1.12. Эксплуатация системы воздушных сигналов ВБЭ-СВС-БСКА

Система ВБЭ-СВС-БСКА позволяет информировать экипаж об отклонении высоты полета от заданного эшелона и является обязательной при полетах в районах эшелонирования RVSM. Система является новым, точным электронным измерителем высоты с автоматической компенсацией аэродинамических погрешностей по высоте в зависимости от высоты и скорости полета, исполненном в одном блоке с указателем. На самолете Ту-154М установлен комплект ВБЭ-БСКА.

В состав комплекта ВБЭ-БСКА. входят следующие блоки:

- Система воздушных сигналов ВБЭ-СВС или высотомер барометрический электронный ВБЭ-2А - 2шт; один на приборной доске КВС взамен высотомера УВО-15К (СВС-ПН-15), второй на приборной доске второго пилота взамен электромеханического высотомера ВЭМ-72К.

- Блок связи и контроля БСКА (БСКА-Э) - 2шт;
- Табло сигнальное типа ТС-2 желтое ПРОВЕРЬ Н - 2шт;
- Приемники температуры П-104М (П-104) - 2шт.

В качестве указателя применен индикатор на жидких кристаллах.

На задней стенке ВБЭ установлены два электрических соединителя и два пневматических штуцера, предназначенных для подключения к электрическим цепям и системам восприятия полного и статического давления самолета.

Блоки связи и контроля БСКА обеспечивают преобразование кодовых выходных сигналов ВБЭ в разовые команды для выдачи их на табло сигнализации и в МСРП и в аналоговые сигналы для ответчиков УВД.

Приемники температуры П-104М (П-104) обеспечивают измерение температуры заторможенного потока воздуха и выдачу в ВБЭ электрического сигнала, пропорционального температуре торможения.

Техническая эксплуатация системы воздушных сигналов ВБЭ-СВС производится по состоянию, РТО предусмотрена только проверка системы встроенным контролем.

Электропитание каждого прибора ВБЭ и блока БСКА дублировано и осуществляется как от левой панели АЗС (от неотключаемой шины), так и от правой через автоматы защиты сети "ВБЭ 1-2" и "ВБЭ 2-1" типа АЗСГК-2.

Включение электропитания осуществляется выключателями 2ВГ-15К-2С. расположенными на верхнем электрощитке пилотов: ВБЭ КВС и блока БСКА №1 - выключателем " ВБЭ №1"; ВБЭ 2/П и блока БСКА №2 - выключателем "ВБЭ №2".

Контроль работоспособности ВБЭ выполняется двумя способами:

- автоматически с помощью встроенного контроля, который выполняется сразу после включения электропитания прибора;
- автоматизированный контроль (тест-контроль), включаемый вручную при кратковременном (~ 2 с) перемещении кремальеры Нэ "на себя" на лицевой панели прибора.

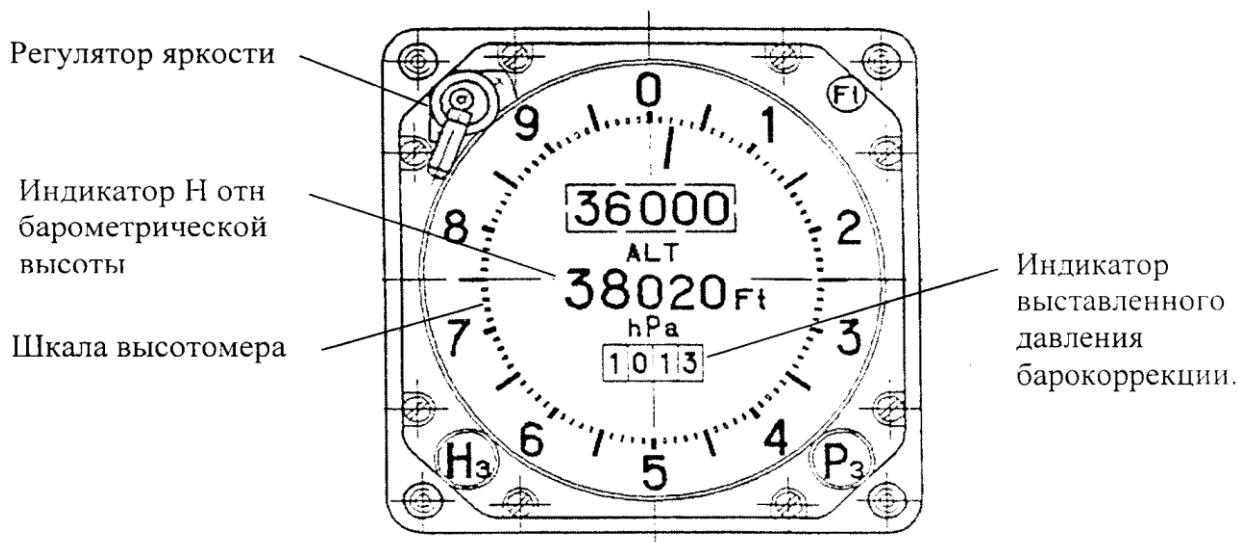
[illegible]

Для управления индикацией и сигнализацией на лицевой панели высотомера расположены кремальеры "Рз" (справа внизу) и "Нз" (слева внизу) и кнопка "Ft" (справа сверху).

Кремальера "Нэ" используется для выставки заданной высоты эшелона, включения / отключения тест-контроля и отключения сигнализации отклонения от высоты эшелона (при нажатии).

Для установки давления барокоррекции или высоты эшелона в приборе ВБЭ используется электронная схема, включающаяся при повороте соответствующей кремальеры (Рз или Нз) по часовой или против часовой

стрелке до упора (на 20 град). При повороте кремальеры по часовой стрелке включается режим увеличения задаваемого параметра, а при повороте против часовой стрелки - режим уменьшения задаваемого параметра. При этом сначала включается малая скорость изменения параметра, а спустя ~5с автоматически включается большая скорость изменения параметра. Большая скорость используется для грубой, а малая для точной установки заданной величины параметра. После отпущения кремальеры она автоматически устанавливается в нейтральное положение. Для перехода с режима большой скорости на режим малой скорости необходимо отпустить кремальеру и спустя ~1с продолжить выставку.



РЕЖИМ ИНДИКАЦИИ В ФУТАХ (желтый подсвет)

Рис. 1.15. Лицевая панель прибора ВБЭ

Текущее значение относительной барометрической высоты индицируется на среднем 5-ти разрядном *индикаторе* относительно выставленного давления "Рз" и одновременно значение трех младших разрядов индикатора индицируется подвижной стрелкой относительно неподвижной круговой шкалы. При относительной барометрической высоте менее 1000 м (3000 ft) на индикаторе барометрической высоты на месте старшего разряда индикатора появляется визуальный сигнал в виде "Е" - "Опасная высота". При отрицательной барометрической высоте на индикаторе появляется знак "минус" на позиции перед первой значащей цифрой, а стрелка, при этом, не высвечивается.

Выставленное давление Рз индицируется на индикаторе "Рз" (н и ж н и й 4-х разрядный *индикатор*). Выставленное значение заданной высоты эшелона индицируется на индикаторе "Нз" (в е р х н и й 5-ти разрядный *индикатор*).

ВБЭ вырабатывает разовые команды, обеспечивающие визуальную и звуковую сигнализацию в следующих случаях:

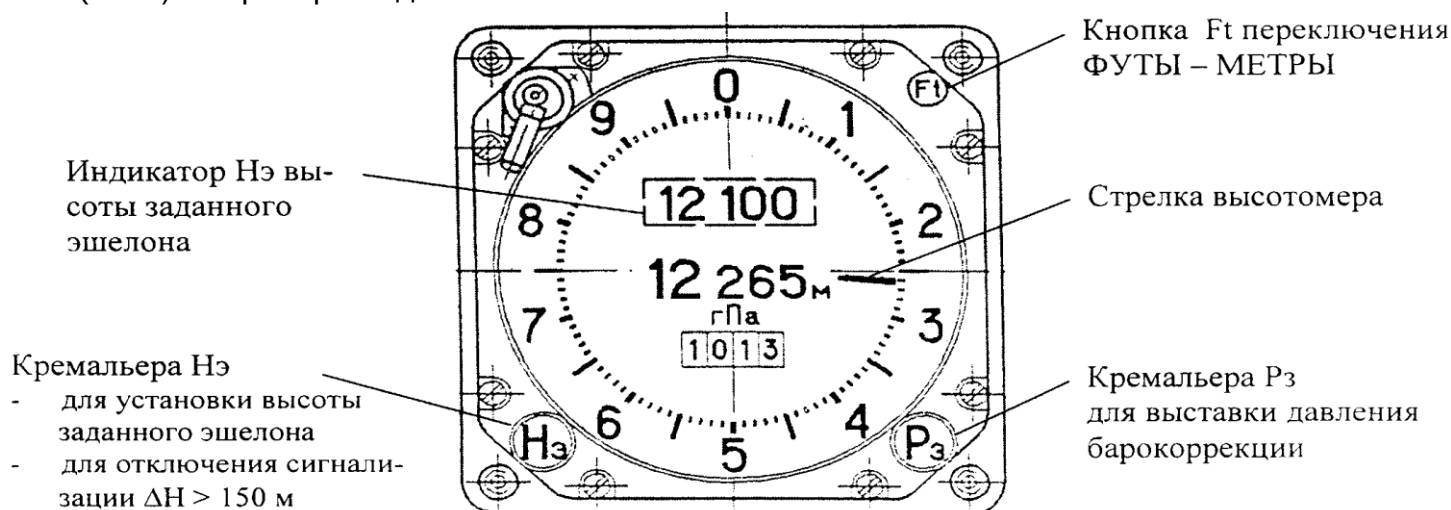
- При отклонении самолета от установленной высоты заданного эшелона в пределах $\pm 60 \div 150$ м ($200 \div 500$ ft) начинает мигать рамка индикатора заданной высоты, а при отклонениях более, чем на 150 м (500 ft) от заданной высоты, рамка индикатора постоянно высвечена. При нажатии кремальеры "Нз" индикатор

заданной высоты обнуляется, визуальная и звуковая сигнализация отключаются.

- При полете на эшелоне с отклонением менее $\pm 60\text{м}$ (200фт) индикация заданного эшелона и рамки отсутствует.

- В момент выхода самолета из зоны $\pm 60\text{м}$ (200 фт) относительно заданного эшелона, а также в момент входа в зону $\pm 150\text{м}$ (500фт) относительно заданного эшелона от прибора КВС в громкоговоритель пилотов автоматически выдается кратковременный ($\sim 1,5\text{с}$) звуковой сигнал (800Гц).

- В случае рассогласования между приборами КВС и 2/П по Набс более 60м (200ft) на приборных досках КВС и 2/П высвечиваются табло "ПРОВЕРЬ Н".



РЕЖИМ ИНДИКАЦИИ В МЕТРАХ (зеленый подсвет)

Рис. 1.16. Лицевая панель прибора ВБЭ

Проверка ВБЭ-СВС

- На верхнем электрощитке пилотов включите выключатель ВБЭ.

При этом прибор переходит в режим автоматического встроенного контроля и, в случае исправности, выдает следующую информацию: лицевая панель прибора подсвечивается зеленым фоном; на счетчиках лицевой панели прибора (сверху вниз) индицируется:

- * заданная высота эшелона - 88800; текущая высота - 88888; давление барокоррекции - 1888;

- * в течение $\sim 1,5\text{с}$ на динамик выдается звуковой сигнал частотой 800Гц; стрелка точного отсчета высоты начинает движение по часовой стрелке, начиная от нулевого деления шкалы; после прохождения стрелкой деления "5" вокруг верхнего счетчика (Нэ)-появляется светящаяся рамка, индикация переходит в футовый режим, лицевая панель прибора подсвечивается желтым фоном;

- * по завершении стрелкой полного оборота на среднем счетчике (Нтек) в течение $\sim 4\text{с}$ отображается сообщение "ПР-2" (номер программы учета аэродинамических поправок для самолета ТУ-154);

- * после снятия сообщения "ПР-2" прибор переходит в рабочий режим;

- в течение всего времени прохождения автоматического встроенного контроля на приборной доске КВС подсвечивается табло ПРОВЕРЬ Н.

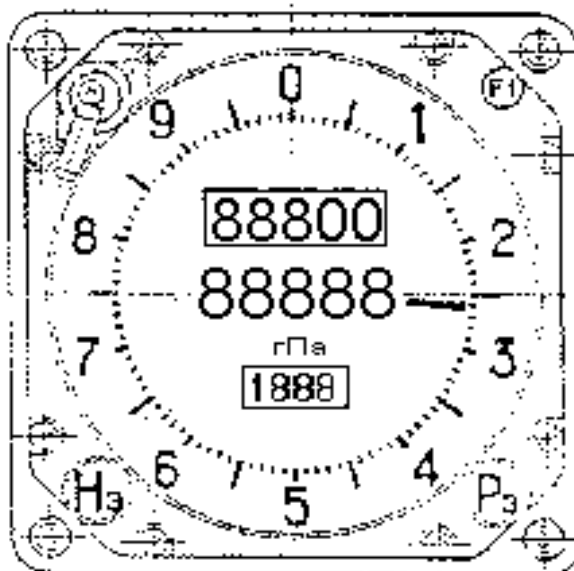


Рис. 1.17. Состояние прибора при автоматическом контроле

Проверка работоспособность прибора в режиме тест-контроля:

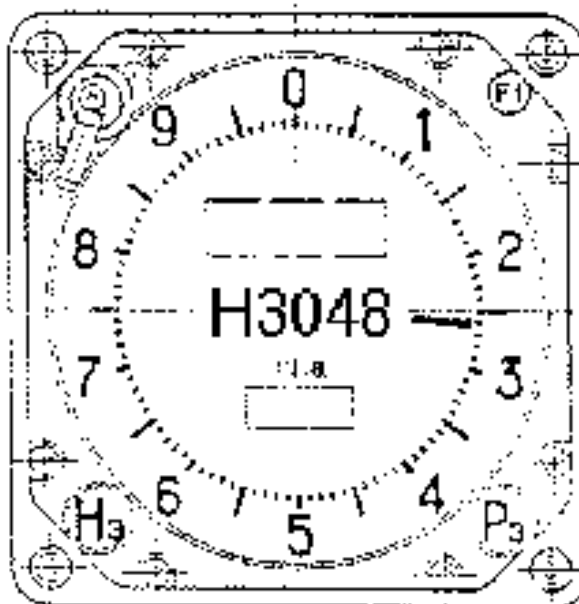


Рис. 1.18. Состояние прибора при тест-контроле

Кремальеру "Нз" - потяните "НА СЕБЯ" и отпустите; при этом выполняется та же последовательность выдачи визуальной и звуковой информации, что и при включении прибора; на среднем счетчике (Нтек) индицируется: на месте старшего разряда - "Н" (признак перехода прибора в режим выдачи фиксированных значений параметров); в четырех последующих разрядах - 3048 $\pm$ 12 м;

- при обнаружении отказа информация об отказе (номер отказа) отображается в четырех старших разрядах счетчика текущей высоты по окончании теста.

Переведите прибор в рабочий режим, для чего кремальеру "Нз" вытяните "НА СЕБЯ" (кратковременно) и отпустите в исходное положение.

Кремальерой задатчика давления барокоррекции "Рз" установите на приборе "0" высоты. Запросите на метеостанции "давление дня" и сравните его с

показаниями счетчика барокоррекции, соответствующими "0" высоты, расхождение не должно превышать $\pm 3\text{гПа}$.

Проверка работоспособности комплекта ВБЭ-СВС-БСКА

- Включите комплект ВБЭ-СВС-БСКА. По окончании автоматического встроенного контроля на левом и правом ВБЭ-СВС с помощью кремальер "Рз" установите "О" высоты.

- В одной из систем статического давления (КВС или 2/п) медленно (со скоростью 5...10м/с) создавайте разрежение и следите за показаниями приборов ВБЭ-СВС и состоянием табло ПРОВЕРЬ Н. При разнице показаний приборов $60\pm 5\text{м}$ табло ПРОВЕРЬ Н должно подсветиться.

- Медленно стравливайте разрежение и при разнице менее 60м табло ПРОВЕРЬ Н гаснет.

Проверка работоспособности комплекта ВБЭ-СВС-БСКА при имитации отказов электропитания

- Выключением автомата защиты "ВБЭ 1-2" с имитируйте отказ левой шины электропитания. Оба прибора ВБЭ-СВС должны остаться в рабочем режиме. Табло ПРОВЕРЬ Н не подсвечивается. Автомат защиты " ВБЭ 1-2"-включите.

- Выключением автомата защиты "ВБЭ 2-1" с имитируйте отказ правой шины электропитания. Оба прибора ВБЭ-СВС должны остаться в рабочем режиме. Табло ПРОВЕРЬ Н не подсвечивается. Автомат защиты " ВБЭ 2-1" – включите.

Индикация отказов и неисправностей ВБЭ-СВС

Выполните проверку работоспособности прибора в режиме тест-контроля.

При обнаружении отказа информация об отказе отображается в четырех старших разрядах счетчика текущей высоты в виде номера отказа по окончании теста.

При наличии отказов информация об отказе индицируется на индикаторе Нотн. прибора ВБЭ комбинацией буквы Н и некоторых чисел в виде: "Н13"...."Н18" и "Н20"... "Н28".

Комбинация "Н24"информирует о неисправности тракта "ВБЭ - приемник температуры". При этом необходимо проверить целостность чувствительного элемента приемника температуры и подводящих проводов на предмет отсутствия обрыва или короткого замыкания.

Комбинация "Н28" информирует о не сравнении давлений Рп и Рст в датчиках-преобразователях ВБЭ. При этом необходимо проверить пневмотракты Рп и Рст на предмет отсутствия загрязнений, обледенения и т.п., а также на герметичность.

Остальные признаки используются только при изготовлении и ремонте ВБЭ.

1.13. Измерение скорости полёта

Скорость полета самолета можно измерить по отношению к воздушной среде или относительно поверхности земли, причем можно рассматривать как горизонтальную, так и вертикальную составляющие скорости. В соответствии с этим различают следующие скорости полета: истинную воздушную, индикаторную, путевую и вертикальную.

Истинной воздушной скоростью называется скорость движения самолета относительно воздуха.

Индикаторной (приборной) скоростью называется истинная воздушная скорость, приведенная к нормальной плотности воздуха.

Если полет происходит при нормальной плотности воздуха ($\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$), то индикаторная скорость совпадает с истинной.

Путевой скоростью называется горизонтальная составляющая скорости движения самолета относительно земли. Путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра.

Вертикальной скоростью называют вертикальную составляющую скорости движения самолета относительно земли (принимают, что вертикальная составляющая скорости самолета относительно земли практически совпадает с вертикальной составляющей скорости движения самолета относительно воздуха, так как скорость ветра имеет в основном горизонтальное направление).

Приборы для измерения скорости полета называются *указателями скорости* и делятся в зависимости от назначения на следующие типы:

- 1) указатели истинной воздушной скорости;
- 2) указатели индикаторной скорости;
- 3) указатели путевой скорости;
- 4) указатели вертикальной скорости.

Наряду с указателем истинной воздушной скорости применяется *указатель числа М*. Этот прибор показывает значение истинной воздушной скорости в относительных единицах (по отношению к скорости звука при данной температуре).

Как известно, аэродинамические силы, действующие на самолет в полете пропорциональны скоростному напору. Поэтому для поддержания требуемого режима полета важно знать не истинную воздушную, а индикаторную скорость полета.

Указатель индикаторной скорости измеряет не скорость полета, а скоростной напор встречного потока воздуха

$$P_{\text{дин}} = \rho \frac{V^2}{2} \quad (1.9)$$

где: V — воздушная скорость полета, зависящая не только от скорости полета, но и от плотности воздуха ρ .

Указатель истинной скорости измеряет отношение динамического к статическому давлению

$$V_{ист} = A \sqrt{\frac{P_{дин} T_H}{P_H}} \quad (1.10)$$

где $P_{дин}$ - величина динамического давления;

P_H и T_H - статическое давление и абсолютная температура на высоте H ;

A - постоянный коэффициент.

При определении истинной воздушной скорости (1.10) необходимо учитывать температуру наружного воздуха.

В комбинированном указателе скорости КУС-730/1100К совмещены два прибора – указатель индикаторной скорости и указатель истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией и с автоматическим введением поправки на плотность и сжимаемость воздуха с поднятием на высоту.

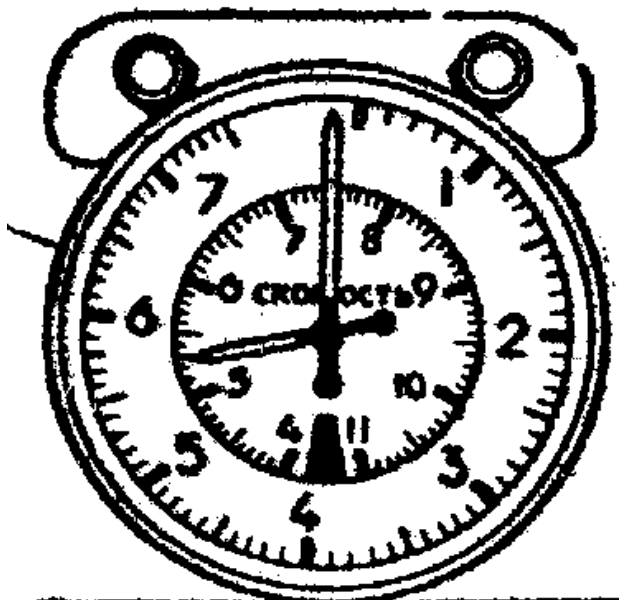


Рис. 1.19. Указатель скорости КУС-730/1100

Указатель индикаторной скорости как пилотажный прибор не имеет методических погрешностей, связанных с изменением высоты полета.

Указателям индикаторной скорости присущи *инструментальные погрешности, вызываемые трением и влиянием температуры.*

Погрешность, вызываемая трением обратно пропорциональна квадрату скорости.

Температурная погрешность пропорциональна скорости.

При техническом обслуживании комбинированного указателя скорости КУС-730/1100 в лаборатории АиРЭО проверяются на соответствие НТП следующие параметры:

1. Герметичность корпуса при разряжении, соответствующем показанию 1200 км/час – спадание разряжения допускается не более 40 км/час за 1 мин;

2. Погрешность показаний:

а) для индикаторной скорости на нулевой высоте на отметках шкалы:

150, 200, 300 и 400 км/час - допускается погрешность ± 10 км/час;

500, 600, 700 км/час - допускается погрешность ± 15 км/час;

б) для истинной скорости на высоте 4000м на отметках шкалы:

400, 500, 600 и 700 км/час - допускается погрешность ± 30 км/час;

на высоте 8000м на отметках шкалы 500, 600, 700, 800, 900 и 1000 км/час - допускается погрешность ± 30 км/час;

на высоте 12000м на отметках шкалы 800, 900, 1000 и 1100 км/час - допускается погрешность ± 40 км/час;

3. Вариация показаний на высоте 0м на отметках шкалы:

а) для индикаторной скорости 150 и 700 км/час - допускается ± 12 км/час;

б) для истинной скорости 400 и 1100 - допускается ± 12 км/час;

Прибор проверяется на установке УСМ-1 с приставкой. Герметичность статической системы прибора проверяется при создании в нем разрежения, соответствующего показанию 1200 км/час. После создания указанного разрежения кран от источника разрежения перекрывают и по истечении 1 мин. наблюдают, как изменились показания прибора.

Погрешности показаний прибора определяются для индикаторной и истинной скоростей. Для этого динамический штуцер прибора соединяется с источником давления. Статический штуцер прибора при определении индикаторной скорости сообщается с атмосферой, а при определении истинной скорости соединяется с источником разрежения. Погрешности индикаторной скорости на отметках до 400 км/час определяются по водяному манометру, а свыше 400 км/час — по ртутному манометру.

Погрешности истинной скорости на нулевой высоте проверяются при создании внутри корпуса прибора давления, равного 760 мм рт. ст. Для определения погрешностей на других проверяемых высотах в корпусе прибора создается соответствующее разрежение.

Вариация показаний индикаторной скорости определяется как разность показаний при прямом и обратном ходе стрелок прибора. Определение показаний при обратном ходе производится после 15-минутного выдерживания стрелок прибора на максимальной проверяемой отметке шкалы. При этой проверке, во время изменения давления в динамической системе прибора, необходимо обращать внимание на плавность движения стрелок прибора. Стрелки должны перемещаться без скачков и затирааний.

С приближением скорости самолета V к скорости звука a аэродинамические характеристики самолета начинают зависеть уже не от скоростного напора, а от числа M .

Число «М» - отношение истинной воздушной скорости самолёта к скорости звука a , т.е.

$$M = \frac{V}{a} \quad (1.11)$$

Скорость звука в воздухе зависит от температуры и определяется по формуле

$$a = \sqrt{kgRT} \approx 20\sqrt{T} \quad (1.12)$$

При стандартной атмосфере скорость звука при давлении 760 мм рт.ст. составляет 1224 км/час.

Прибор, по шкале которого можно непосредственно отсчитать число M , называется **указателем числа M** .

Расчетная формула, по которой строится схема указателя числа M ,

$$M = \frac{V}{a} = \frac{A_1 \sqrt{\frac{P_{дин} T}{P_H}}}{\sqrt{kgRT}} = A_2 \sqrt{\frac{P_{дин}}{P_H}} \quad (1.13)$$

где A_2 — постоянный коэффициент, т.е. *число M пропорционально отношению динамического давления к статическому*. Формула (1.13) подобна по виду формуле для указателя скорости (1.10), но в нее не входит температура воздуха. В герметичную полость измерителя подводится статическое давление, которое измеряется anerоидом. Полное давление $P_H = P_{ст} + P_{дин}$ подаётся от приёмника ППД-1М во внутреннюю полость манометрической коробки, работающей как дифференциальный манометр.

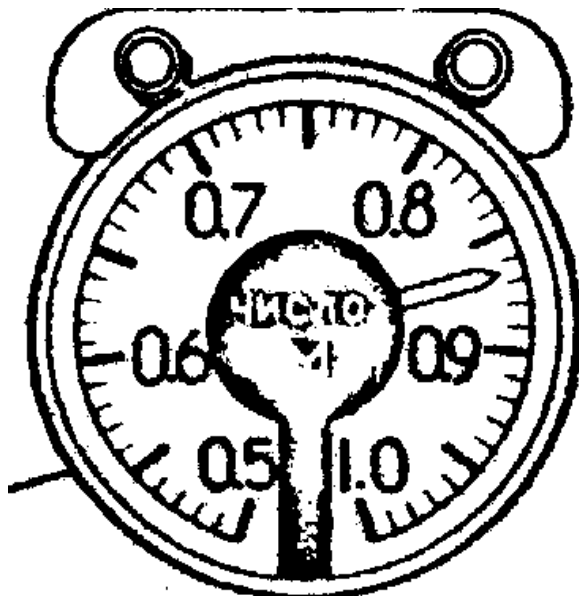


Рис. 1.20. Указатель числа «М»

При техническом обслуживании указателя числа М МС-1 в лаборатории АиРЭО проверяются на соответствие НТП следующие параметры:

1. Герметичность корпуса при разряжении 380 мм. рт. ст. – спадание разряжения допускается не более 8 мм. рт. ст. за 1 мин;
2. Погрешность показаний на высотах 6000, 8000 и 1200м:
на отметках шкалы 0,6, 0,7 и 0,8М - допускается погрешность $\pm 0,02\text{М}$;
на отметках шкалы 0,5 и 0,9М - допускается погрешность $\pm 0,04\text{М}$;
3. Погрешность срабатывания сигнального устройства при давлении, соответствующем 0,86 М - не более 0,005М

Прибор проверяется на установке УСМ-1 с приставкой. Для проверки герметичности в корпусе прибора создают разрежение, указанное в таблице нормативов, и, перекрыв кран от источника разрежения, через 1 мин. определяют по ртутному манометру спадание разрежения. Для определения погрешностей прибора его динамический штуцер соединяется с источником давления, а статический штуцер — с источником разрежения. Погрешности прибора определяются на высотах 6, 8 и 12 км, для чего в корпусе прибора создается соответствующее этим высотам разрежение.

При техническом обслуживании указателей скорости обращают внимание на целостность приборов и их крепление на приборных досках кабины экипажа, наличие таблиц поправок указателей скорости на самолете, положение кранов «Статика» и «Динамика», состояние контровки кранов переключения.

Перед установкой приборов на самолет производят проверку указателей скорости в лаборатории АиРЭО на соответствие норм технических параметров и производят расчет инструментальных погрешностей приборов.

При замене указателей скорости на самолете проверяют указатели скорости на герметичность и работоспособность, рассчитывают показания указателей скорости с учетом поправок и составляют бортовые таблицы показаний указателей скорости с учетом инструментальных и аэродинамических поправок. В паспорте прибора указывают место установки прибора на самолете (КВС, 2П или Б/ИНЖ).

Работоспособность указателей скорости на самолете проверяют с помощью установки КПУ-3. Отказы и неисправности указателей скорости устраняются заменой неисправного прибора на кондиционный. После работ связанных с открыванием приборных досок в обязательном порядке проверяют анероидно-мембранные приборы на герметичность, поскольку при откидывании приборных досок всегда возможно рассоединение дюритов статических или динамических систем самолета.

Неисправности КУС-730/1100:

погрешность измерения скорости превышает допустимую.

1.14. Особенности эксплуатации системы воздушных данных ADC

Компьютеры воздушных данных (ADC) самолета B-737 серии получают данные о статическом и динамическом давлении от системы полного и статического давления, а данные о полной температуре воздуха - от датчика полной температуры воздуха и вырабатывают требуемую информацию о воздушных данных. Погрешности в измерении высоты и скорости автоматически компенсируются вводом поправки на температуру.

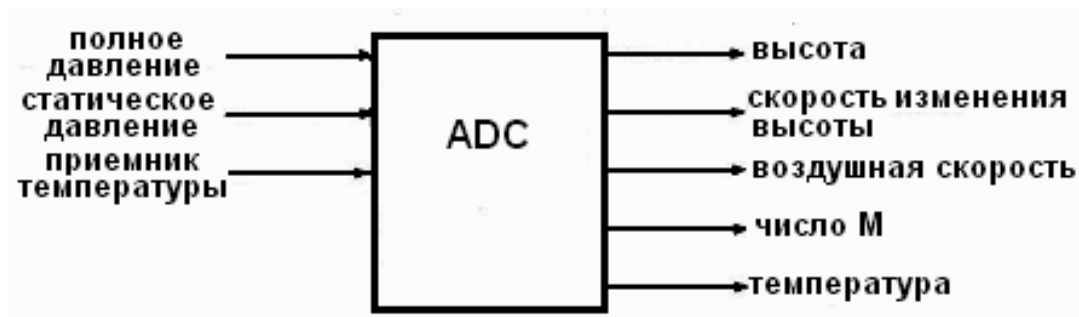


Рис. 1. 21. Система воздушных данных

Система воздушных данных ADC рассчитывает барометрически скорректированную высоту, скорость изменения высоты, истинную воздушную скорость, число Маха, статическую температуру воздуха и обеспечивает этими данными в аналоговом и цифровом виде различные индикаторы и системы.

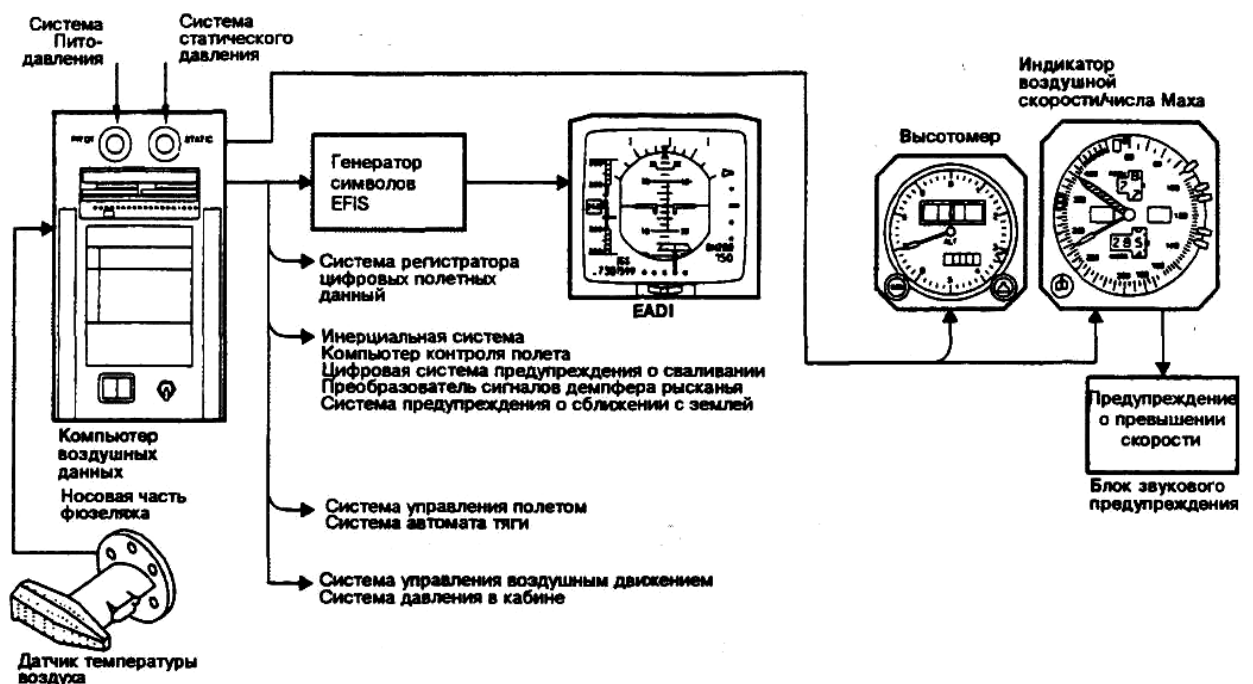


Рис. 1. 22. Схема связей коьпьютера воздушных данных

Переключатель TEST/HISTORY, расположенный на передней панели компьютера воздушных данных ADC позволяет выбирать *встроенные средства контроля*.

Положение TEST проверяет текущее состояние ADC и соответствующие входные сигналы.

Положение HISTORY проверяет информацию об отказах максимум десяти предыдущих полетов.

Кратковременный перевод переключателя TEST/HISTORY в *положение TEST* приводит к выполнению самоконтроля компьютера воздушных данных. Проверяется индикатор и, в случае его нормальной работы, появляется индикация "88". После контроля индикатора индикация "AA" показывает, что идет выполнение самоконтроля и значения индикации, данные на графике, будут показываться в кабине пилотов. Значения выходных сигналов контроля будут оставаться в течение приблизительно шестидесяти секунд и индикация будет мигать в течение последних десяти секунд контроля.

Режим TEST можно установить повторно в течение этих десяти секунд для того, чтобы сохранить индицируемое значение в течение следующих шестидесяти секунд.

При обнаружении неисправности в ADC или во входных сигналах датчиков, на индикаторе на короткое время появится "FF", за которым последует индикация отказа в виде "FX", где "X" будет представлять собой цифры от 1 до 9. Значение кода отказа находится на передней панели ADC. Если существует более одного отказа, они будут индицироваться по очереди.

Кратковременный перевод переключателя TEST/HISTORY в *положение HISTORY* вызовет индикацию отказов, которые произошли во время последнего полета. Эта информация будет индицироваться в виде "O X", где "O" представляет собой номер полета (последнего полета), а "X*" - код отказа. Все отказы для этого полета будут индицироваться по очереди. Предыдущие полеты могут быть выбраны повторным переводом переключателя в положение HISTORY.

Электрический высотомер

Электрический высотомер получает данные о высоте от компьютера воздушных данных (ADC). Высотомер состоит из трех индикаторов и содержит цифровую и аналоговую индикацию высоты, цифровую индикацию, установленного вручную барометрического давления, указатель отсчета высоты и органы управления для установки барометрического индикатора и указателя отсчета высоты. Электропитание - переменным напряжением 26В 400Гц.

Электро-механический привод высотомера механически суммирует высоту с сигналом барометрической коррекции, управляет цифровым индикатором высоты и стрелочным указателем высоты.

Цифровой индикатор высоты показывает высоту между -1000 футами и 50000 футами. Стрелка - от 0 до 1000 футов.

данные о высоте от компьютера воздушных данных (ADC) и заданную воздушную скорость от компьютера контроля полета (FCC).

Указатель заданной воздушной скорости управляется или автоматически, или вручную. При утопленной ручке установки воздушной скорости для установки указателя используется входной сигнал от FCC. При вытянутом положении ручки установки скорости указатель устанавливается ручкой вручную. Ручное управление указывается флажком ручного режима.

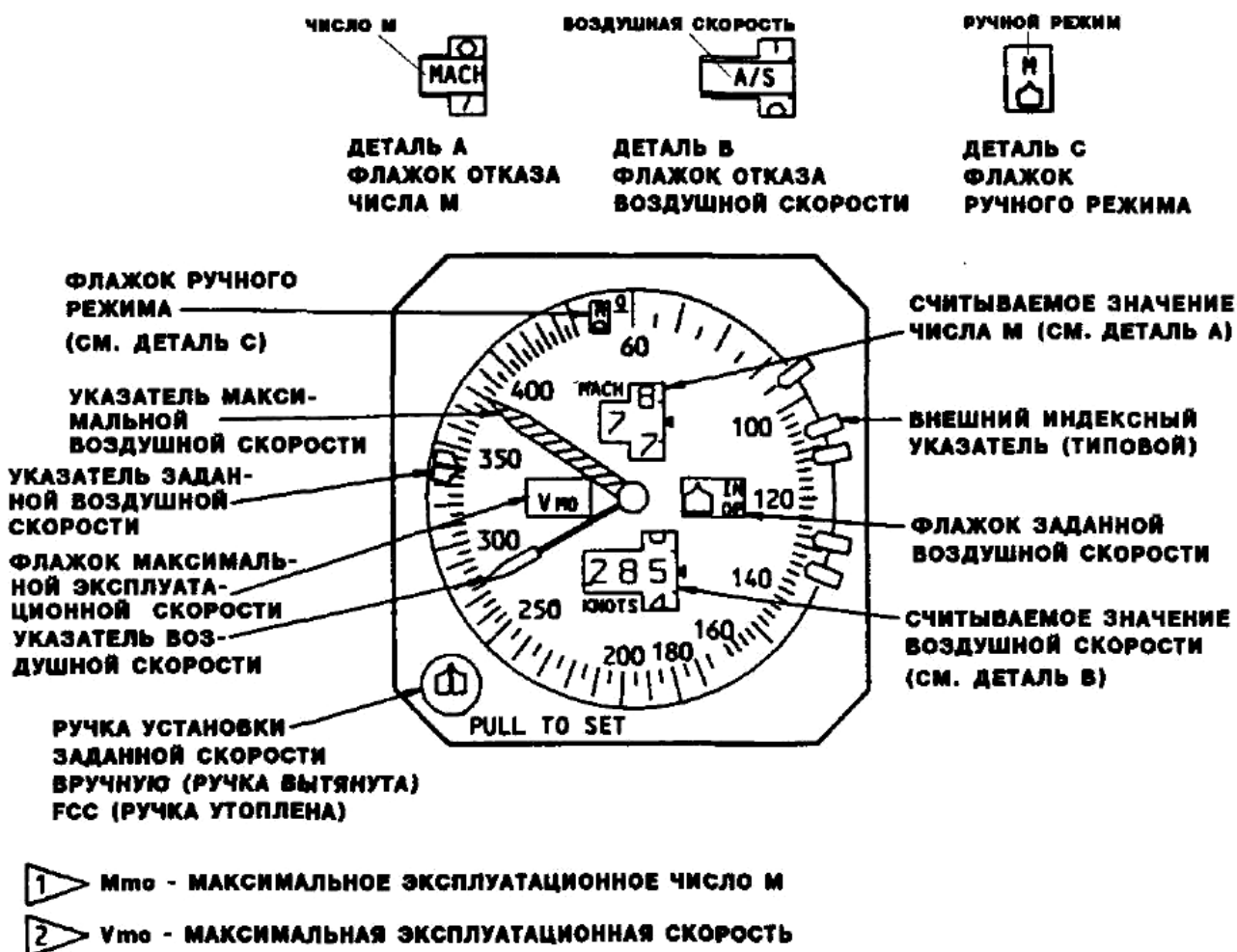


Рис. 1. 24. Электрический индикатор воздушной скорости и числа М

Индикаторы воздушной скорости/числа Маха рассчитывают предельную величину скорости. Если воздушная скорость (или число М) самолета превышает максимальное запрограммированное значение числа М/воздушной скорости, индикаторы посылают сигнал на блок звукового предупреждения и в кабине экипажа раздается звук трещотки.

Для работы индикатора требуется электропитание переменного тока 26В 400Гц.

1.15. Техническое обслуживание вариометров

Для сохранения безопасного режима набора высоты или снижения самолёта, а также для определения момента перехода в горизонтальный полёт при выходе самолёта из пикирования или кабрирования пилоту необходимо знать вертикальную скорость.

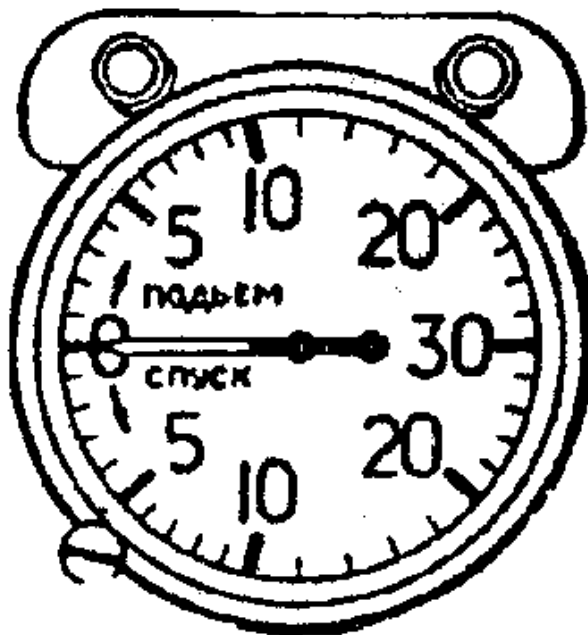


Рис. 1.25. Вариометр BAP-30M

Вариометр предназначен для измерения вертикальной скорости набора высоты или снижения.

Принцип действия вариометра основан на измерении разности давлений воздуха внутри корпуса прибора, соединённого с атмосферой через капиллярную трубку, и давлением внутри манометрической коробки, соединённой с атмосферой трубопроводом.

$$\Delta P = f(V_y) \quad (1.14)$$

где V_y - вертикальная скорость самолета в м/сек;

$\Delta P = P_1 - P$ - разность между давлением P_1 в корпусе и атмосферным давлением P в кг/м²

В связи с тем, что вариометр является очень чувствительным прибором и быстро реагирует на незначительные изменения вертикальной скорости полёта самолёта, он позволяет выдерживать заданную высоту полёта с большей точностью, чем высотомеры типа ВД. В прямолинейном горизонтальном полёте вариометр используется для выдерживания постоянной заданной высоты, а также продольной устойчивости при полёте самолёта по приборам вне видимости земных и небесных ориентиров.

Уравнение шкалы вариометра дает зависимость угла отклонения стрелки от вертикальной скорости:

$$\varphi = f(Vy) \quad (1.15)$$

Для вариометра, построенного по схеме с равномерной шкалой уравнение имеет вид

$$\varphi = A_1 Vy \quad (1.16)$$

Внизу лицевой части прибора имеется кремальера, которая служит для установки стрелки в нулевое положение. Для установки стрелки в нулевое положение необходимо отвернуть кремальеру и вытянуть её на себя, а затем поворотом кремальеры установить стрелку на нуль. После установки стрелки на нуль кремальеру следует подать от себя и завернуть головку.

При осмотре прибора необходимо обращать внимание на целостность корпуса, стекла, окраску шкалы и стрелок, крепление прибора к приборной доске.

Стрелки вариометров должны быть установлены на нулевой отметке шкалы. Смещение стрелки с нулевой отметки шкалы не должно превышать $\pm 0,5$ м/с.

Если стрелка прибора смещена с нулевой отметки шкалы более чем на $\pm 0,5$ м/с, ее нужно установить на нуль с помощью кремальеры вариометра (выполняется в лаборатории АиРЭО).

При техническом обслуживании на самолете вариометры проверяют на герметичность и работоспособность.

При техническом обслуживании и ремонте вариометр ВАР-30 проверяют в лаборатории АиРЭО на соответствие НТП следующие параметры:

1. Герметичность корпуса при разряжении 380 мм. рт. ст. – спадание разряжения допускается не более 2 мм. рт. ст. за 1 мин;

2. Погрешность показаний на отметках шкалы:

0 м/сек - допускается погрешность $\pm 0,5$ м/сек;

1 м/сек - допускается погрешность $\pm 0,75$ м/сек;

4 и 8 м/сек - допускается погрешность ± 2 м/сек;

12 и 16 м/сек - допускается погрешность $\pm 2,5$ м/сек;

20 м/сек - допускается погрешность ± 3 м/сек.

Для проверки необходима проверочная установка УВВ-1 и секундомер.

Неисправности ВАР-30 сведены в таблицу 1.12.

Устранение неисправностей на самолете производится заменой вариометров и проверкой вновь установленного вариометра на герметичность и работоспособность.

Неисправности вариометров. Таблица 1.12.

Внешние проявления отказов и неисправностей	Причина неисправности
Хаотическое движение стрелки ВАР-30ПБ	Отказ ВАР-30ПБ
В горизонтальном полете показывает набор высоты 2м/сек.	Неисправность хода стрелки ВАР-30ПБ
Показания ВАР-30 в горизонтальном полете и на земле отличны от 0	Механическое повреждение ВАР-30

При аварийном снижении самолета пользуются вариометром **ВАР-75М** шкала, которого отградуирована в пределах измерения от 0 до 75 м/сек на подъём и спуск.

При техническом обслуживании вариометра ВАР-75 в лаборатории АиРЭО проверяются на соответствие НТП следующие параметры:

1. Герметичность корпуса при разряжении 380 мм. рт. ст. – спадание разряжения допускается не более 2 мм. рт. ст. за 1 мин;
2. Погрешность показаний на отметках шкалы:
0 м/сек - допускается погрешность $\pm 0,5$ м/сек;
30 м/сек- допускается погрешность ± 3 м/сек;
60 м/сек - допускается погрешность ± 4 м/сек;

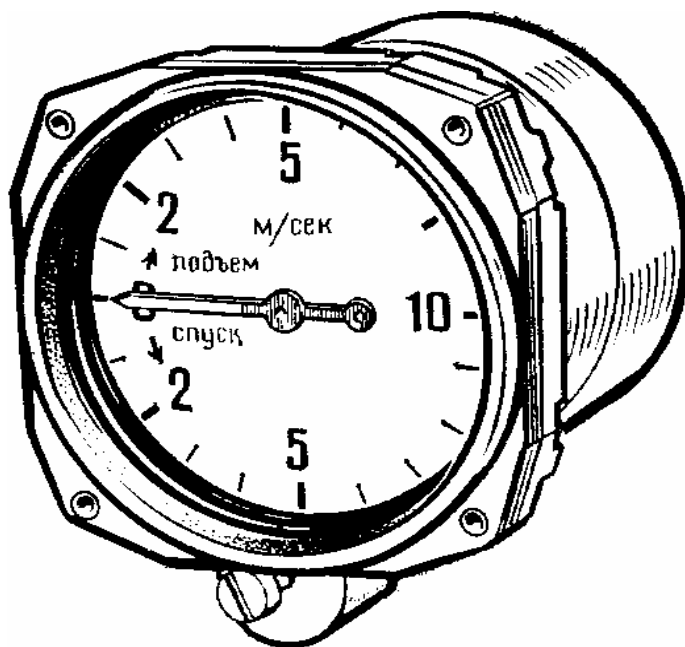


Рис. 1.26. Вариометр ВР-10МК

На некоторых самолётах устанавливают кабинные вариометры **ВР-10**, показывающие вертикальную скорость в герметической кабине Принцип работы тот же. При наборе высоты или снижении следят за изменением скорости роста (падения) давления в кабине, который не должен превышать 2-3 м/с по условиям комфортности.

К основным методическим погрешностям вариометра относятся *запаздывание показаний и температурная погрешность*.

Запаздывание показаний вариометра происходит из-за того, что при переходе от горизонтального полета к набору высоты или снижению разность давлений, измеряемая прибором, устанавливается не сразу, а нарастает с течением времени, приближаясь к установившемуся значению.

Температурная методическая погрешность возникает из-за того, что в реальных условиях процесс вытекания воздуха через капилляр при подъеме самолета не изотермичен в отличие от условий, при которых градуируется вариометр.

1.16. Ремонт aneroidно-мембранных приборов

В состав группы aneroidно-мембранных приборов входят следующие приборы: высотомеры типа ВД-10, ВД-20, ВМ-15 и др.; комбинированные указатели скорости типа КУС-1200, КУС-730/1100 и др.; - указатели числа М типа МС-1, М-О,95 и др.; вариометры типа ВАР-30, ВАР-75 и др. При ремонте приборы подвергаются полной разборке и дефектации.

Ремонт aneroidно-мембранных приборов включает в себя следующие виды работ: предварительную очистку, разборку, промывку, дефектацию, ремонт, комплектование деталей и узлов на сборку, сборку и регулировку, испытания.

Приборы этой группы имеют следующие типовые ремонтируемые элементы: корпусные детали, кожухи, стекла, мембранные коробки (манометрические или aneroidные), стрелки, индексы, шкалы, циферблаты, шестерни, трибки, зубчатые колеса.

Корпусные детали входят практически в состав приборов всех групп и служат несущими элементами конструкций. Корпусные детали не должны иметь следов коррозии и механических повреждений, а именно: трещин и сколов, глубоких (свыше 1 мм) забоин и царапин, а также следов деформации. Мелкие забоины и царапины выводятся шабером и зачитаются мелкой шкуркой. При наличии трещин, сколов, снижающих механическую прочность детали, глубоких забоин и царапин, а также деформации детали бракуются.

Ремонт кожухов заключается в правке вмятин. Трещины длиной до 5-10 мм завариваются. производится восстановление покрытия.

Стекла показывающих приборов должны быть прозрачными. Они не должны иметь трещин, сколов, царапин или других дефектов, затрудняющих наблюдение за шкалами и стрелками показывающих приборов. При наличии таких неисправностей стекла отбраковываются.

Мембранные коробки aneroidно-мембранных приборов осматриваются для обнаружения механических повреждений: вмятин, забоин, царапин. При наличии таких дефектов чувствительные элементы подлежат замене. Основным требованием, предъявляемым к чувствительным элементам, является их герметичность, проверка которой производится после окончательной сборки прибора. При ремонте циферблатов, шкал, стрелок, индексов деформированные детали рихтуются на металлических плитах или специальных оправках. Производится восстановление нарушенного ЛКП. При ремонте редукторы подлежат разборке, дефектации и ремонту.

Проверка aneroidно-манометрических приборов производится на установке контроля aneroidно-манометрических приборов УКАМП, которая позволяет производить проверку погрешности выходных параметров высотомеров, указателей скорости, указателей числа М, вариометров, указателей высоты и перепада давлений и других приборов. Установка УКАМП позволяет также производить проверки герметичности статической и динамической систем приборов.

1.17. Эксплуатация системы воздушных сигналов СВС

На самолете Ту-154 установлена система СВС-ПН-15-4, которая предназначена для измерения: числа М, истинной воздушной скорости $V_{ист}$, абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$, относительной барометрической высоты $H_{отн}$, отклонения числа «М» от заданного значения, отклонения абсолютной барометрической высоты от заданного значения.

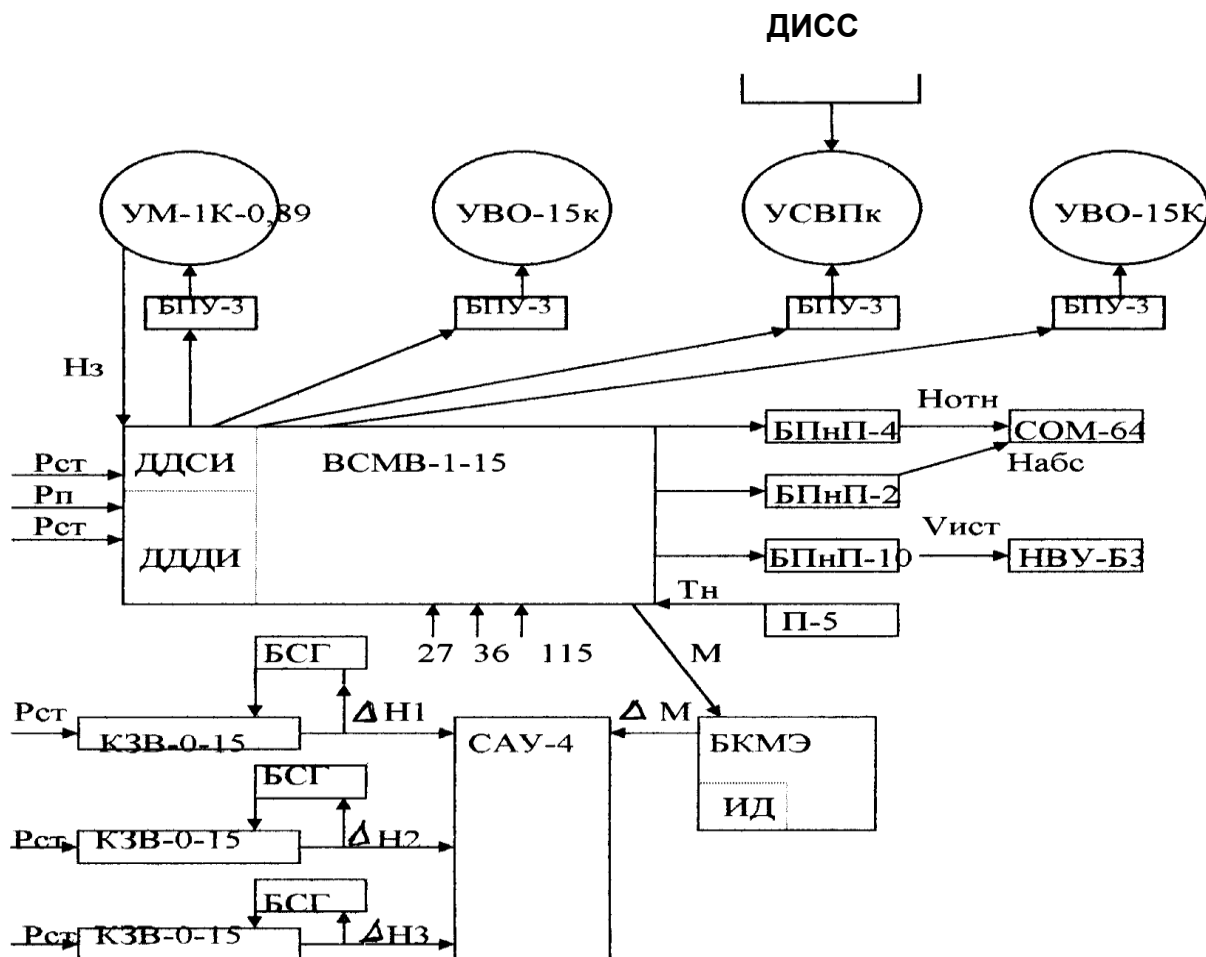


Рис.1.27. Блок-схема СВС-ПН-15М

Вместо системы СВС-ПН-15-4 в настоящее время устанавливается система СВС-ПН-15-4М с повышенной эксплуатационной надёжностью.

В комплект системы СВС-ПН-15-4М входят:

- указатели высоты УВО-15М1(2 шт.), числа М УМ-1-0,89, скорости УСВП;
- блоки питания и усиления БПУ-3 (3 шт. работают с указателями УВО-15М1, УМ-1-0,89, УСВП);
- корректоры заданной высоты КЗВ-0-15 (2 шт.);
- блок коррекции числа М (электрический) БКМЭ;
- потенциометрический блок преобразования напряжения БПнП-10;
- вычислитель скорости, числа М и высоты ВСМВ 1-15М;
- блок питания БП-27-2 и фильтр Ф-115-1;
- приёмник температуры П-5.

В новой системе изъяты блоки БПНП-2 и БПНП-4, сигналы абсолютной и относительной высоты поступают в СОМ-64 с потенциометров левого УВО-15М1.

Корректоры заданной высоты КЗВ-0-15 используются без блоков сигнала готовности БСГ. Достоверность сигналов ΔH от двух КЗВ контролируется в вычислителе корректора высоты ВКВ-2 системы САУ-154-2.

Исправность системы проверяют сравнением показаний УВО-15К, УМ-1К, УСВП с показаниями соответственно высотомера ВМ-15К, указателя числа М МС-1К и указателя скорости КУС-730/1100К.

При нормальной работе СВС-ПН-15-4 показания её индикаторов должны быть близкими к показаниям механических приборов.

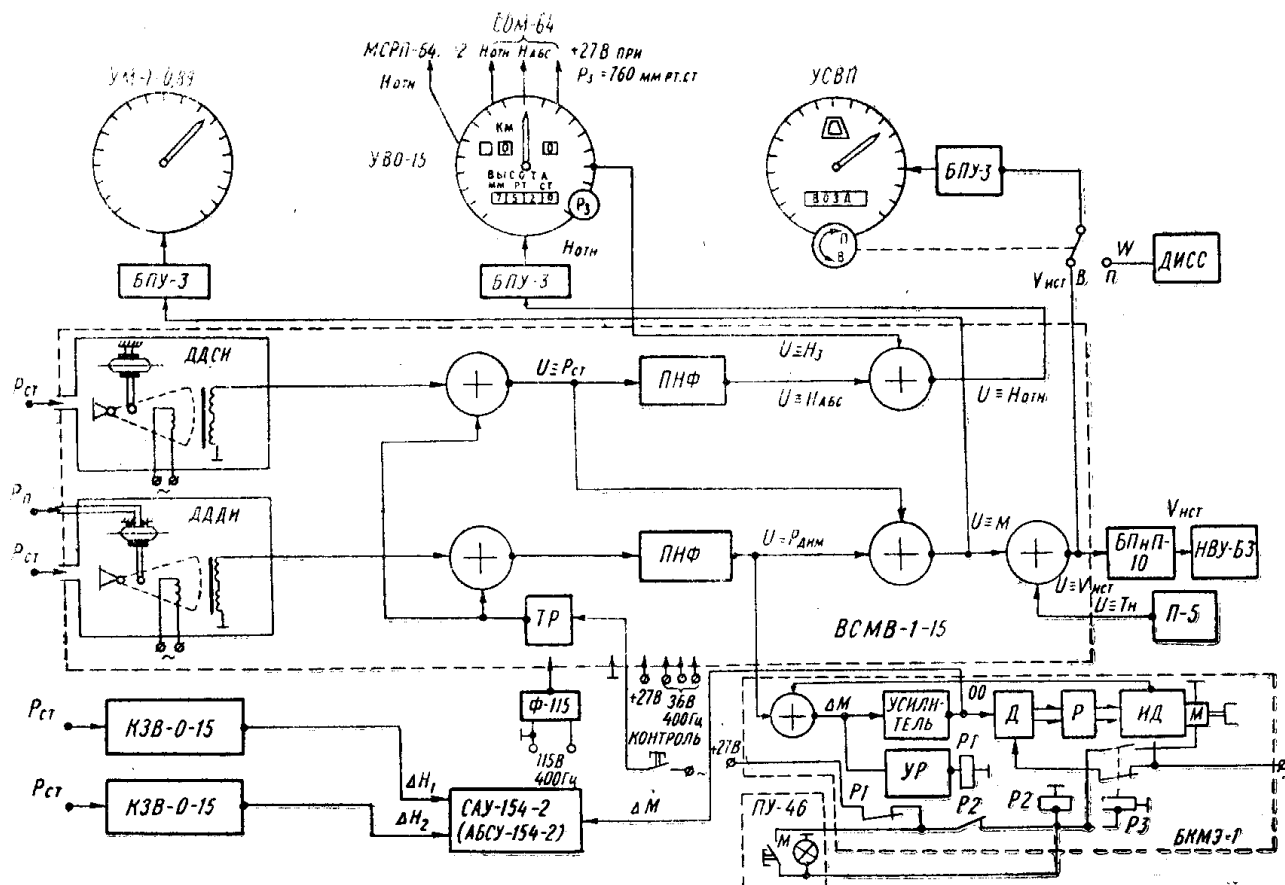


Рис. 1.28. Функциональная схема системы СВС-ПН-15-4М

При проверке системы СВС-ПН-15-4 встроенным контролем на самолете должны быть включены 5 шт. автоматов защиты сети на левой панели АЗС. Включить выключатели «Питание» и «Обогрев» СВС-ПН-15 на верхнем электрощитке пилотов. Выдержать время прогрева после включения питания, кремальерой на левом УВО-15К установить давление 760 мм.рт.ст. и нажать кнопку «Контроль СВС» на верхнем электрощитке пилотов.

На обоих УВО-15К должны отрабатываться значения высоты 500 ± 25 м., на УСВПК при установке переключателя в положение «Возд» отрабатывается значение истинной воздушной скорости 500 ± 25 км/ч или 500 ± 40 км/ч (в зависимости от температуры наружного воздуха), на УМ-1К число $M=0,4 \pm 0,03$.

На самолетах, оборудованных системой СВС-ПН-15-4М, при нажатой кнопке

«Контроль СВС» отрабатываются: на обоих УВО-15М1 значения высоты $12000 \pm 40\text{м.}$, на УМ-1К-0,89 число $M=0,8 \pm 0,01$, на УСВП скорость $900 \pm 10\text{км/ч.}$

При отпускании кнопки стрелки указателей возвращаются в исходное состояние.

Кремальерой на левом УВО-15К установить стрелки на ноль высоты. Допустимое расхождение показаний барометрической шкалы с давлением, приведённым к месту стоянки самолёта, не более $\pm 1,5\text{ мм.рт.ст.}$ при давлении 720-780 мм.рт.ст. и $\pm 2\text{ мм.рт.ст.}$ при давлении меньше 720 и больше 780 мм.рт.ст.

Система СВС-ПН-15-4 полностью ремонтпригодна.

Для проверки СВС-ПН-15-4 в лаборатории АиРЭО необходима установка АП-СВС-2.

Неисправности системы СВС-ПН-15-4. Таблица 1.13.

Внешние проявления отказов и неисправностей	Причина дефектов
Периодическое повышение показаний УМ-1, срабатывание сигнализации «Предел скорости»	Влага и коррозия в Шр 6
Разница в показаниях УМ-1К и МС-1; При выдерживании высоты по УВО-15 табличного значения занижение показаний ВЭМ-72 и ВМ-15 до 120м.	Разрегулировка ВСМВ-1-15М
Отключается режим стабилизации числа «М»; Нет сигнализации числа «М»	Неисправность БКМЭ
Нет показаний приборов СВС	Отказ БПУ-3 /Перегорание предохранителя/
В режиме контроля «СВС» отрабатывается на УМ-1 0,83 вместо 0,81	Изменение параметров УМ-1-0,89
Полный отказ работоспособности СВС; Не включается режим стабилизации числа «М».	Отказ ВСМВ-1-15
Указатель УВО-15М1 не выдает высоту; При задаче давления клинит рукоятка давления УВО-15; УВО-15 завышает высоту на 1000м. Не проходит команда на МСРП-64 «Давление 760 мм.рт.ст..»	Отказ УВО-15М1
При нажатии кнопки "Контроль СВС" стрелки на указателях системы СВС-ПН-15-4 не отрабатывают.	Отсутствует питание по постоянному или переменному току
Заедает стрелка указателя в нулевом положении	Отказ УМ-1-0,89

1.18. Эксплуатация автомата углов атаки и перегрузок АУАСП-12КР

Характеристики устойчивости и управляемости самолёта зависят от скорости, числа «М», угла атаки и перегрузки.

В комплект автомата АУАСП входят

- Указатель углов атаки и перегрузок УАП-12КР;
- Датчик углов атаки ДУА-9Р;
- Датчик критических углов атаки ДКУ-23Р;
- Датчик перегрузок ДП1-3;
- Блок коммутации БК-2Р 111 серии.

- Табло ТС-2 сигнализации « α кр» и «Пу доп» (на приборной доске второго пилота), переключатель «Контроль-сброс» для проверки исправности автомата на земле и выключатель питания (на верхнем электрощитке пилотов).

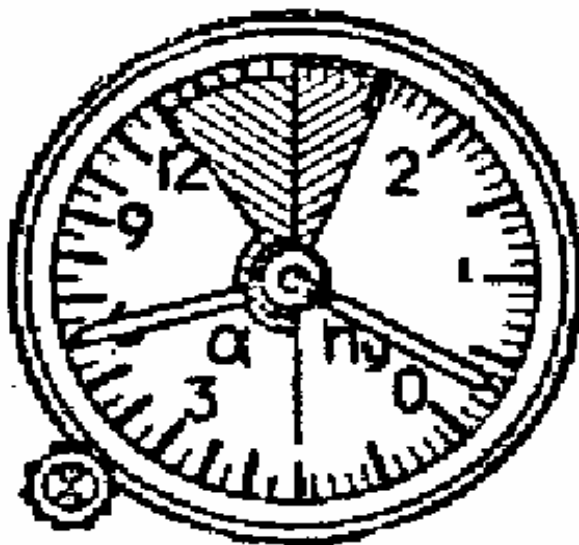


Рис. 1.29. Указатель УАП-12КИ

В левом нижнем углу указателя установлена сигнальная лампочка с красным светофильтром для сигнализации достижения критического режима.

При достижении критической перегрузки включает табло «Пу доп». Загорается лампочка указателя, звучит динамик.

При достижении критического режима по углу атаки растроб между стрелкой α т и сектором α кр уменьшается до нуля и при совмещении стрелки α т с краем сектора α кр, срабатывает табло « α кр», мигает лампочка на указателе и звучит динамик.

При нахождении самолета на земле включение АУАСП-12КР блокируется концевым выключателем АМ-800К системы управления поворотом переднего колеса, установленным на шлиц шарнире.

Для проверки работоспособности АУАСП-12КР имеет переключатель встроенного контроля «Контроль-сброс». При установке переключателя

«Контроль-сброс» в положение «Контроль» стрелка указателя α т обрабатываются на критические значения, сектор α кр, обрабатывается до совмещения. Загорается табло «Пу доп», « α кр», мигает лампочка на указателе и звучит динамик. Для возвращения стрелок в исходное положение переключатель «Контроль-сброс» установить в положение «Сброс», а затем нейтрально.

Проверку работоспособности автомата от датчиков ДУА-9Р и ДКУ-23Р производят поворачивая флюгер последовательно вверх и вниз и наблюдая за движением стрелки α тек, за $0,5^\circ$ до подхода к краю сектора α кр должна включиться сигнальная лампочка, а также задавая давление в ДКУ-23Р от проверочной установки КПУ-3, подключив ее к трубопроводу полного давления, от минимального до максимально допустимого, соответствующего воздушной скорости 600 км/час и наблюдая за движением сектора, который должен перемещаться сверху - вниз.

При оперативном техническом обслуживании самолета выполняется внешний осмотр датчика углов атаки и указателя УАП-12КР. При периодическом техническом обслуживании самолета производится осмотр датчика углов атаки, указателя, блока коммутации, датчика критических углов атаки и датчика перегрузок, проверка работоспособности АУАСП и проверка на герметичность ДКУ совместно с проверкой на герметичность всей системы питания анероидно-мембранных приборов.

В лаборатории АиРЭО АУАСП проверяется на соответствие нормам технических параметров. Работы выполняются с помощью установки КПА-23Р. При проверке проверяется погрешность включения сигнализации на взлетно-посадочных углах, на посадочном режиме, погрешность отработки пу, относительные сопротивления выходных потенциометров пу и угла атаки, напряжение трогания двигателей отработки указателя УАП, включение сигнализации датчика ДКУ, относительное сопротивление потенциометров критических углов, углов атаки и перегрузок, напряжение выходного сигнала в усилителях блоков БК-2Р.

Отказы и неисправности АУАСП. Таблица 1.14.

Внешние проявления отказов и неисправностей	Причина неисправности
Заедание сектора α кр. в одном из положений	Отказ ДКУ-23Р
На взлете и посадке происходит срабатывание АУАСП-12КР	Отказ БК-2Р
Ложное срабатывание АУАСП по текущему значению α кр	Неисправность ДКУ-23Р

1.19. Эксплуатация системы раннего предупреждения близости земли СРПБЗ

Система раннего предупреждения близости земли (СРПБЗ) с функцией оценки рельефа местности в направлении полета выполнена по требованию стандартов, установленных в Конвенции о международной гражданской авиации для обеспечения допуска к полетам в Европейском регионе и регионах, где установка данной системы на ВС является обязательной.

СРПБЗ состоит из: блока ТТА-12S со встроенным приемоизмерителем GPS/GLONASS-приемником, многофункционального индикатора (МФИ) TDS-56D, антенны AT1675 и элементов защиты, включения и сигнализации системы. Блоки системы установлены на средней приборной доске пилотов. Питание от сети 27В.

При установке на ВС системы СРПБЗ демонтируются с борта элементы системы ССОС в составе: блоки ВВС, ВЛ системы ССОС на раме, датчик БДЛУ1-3, элементы сигнализации и управления системы ССОС и указатель УШДБ.

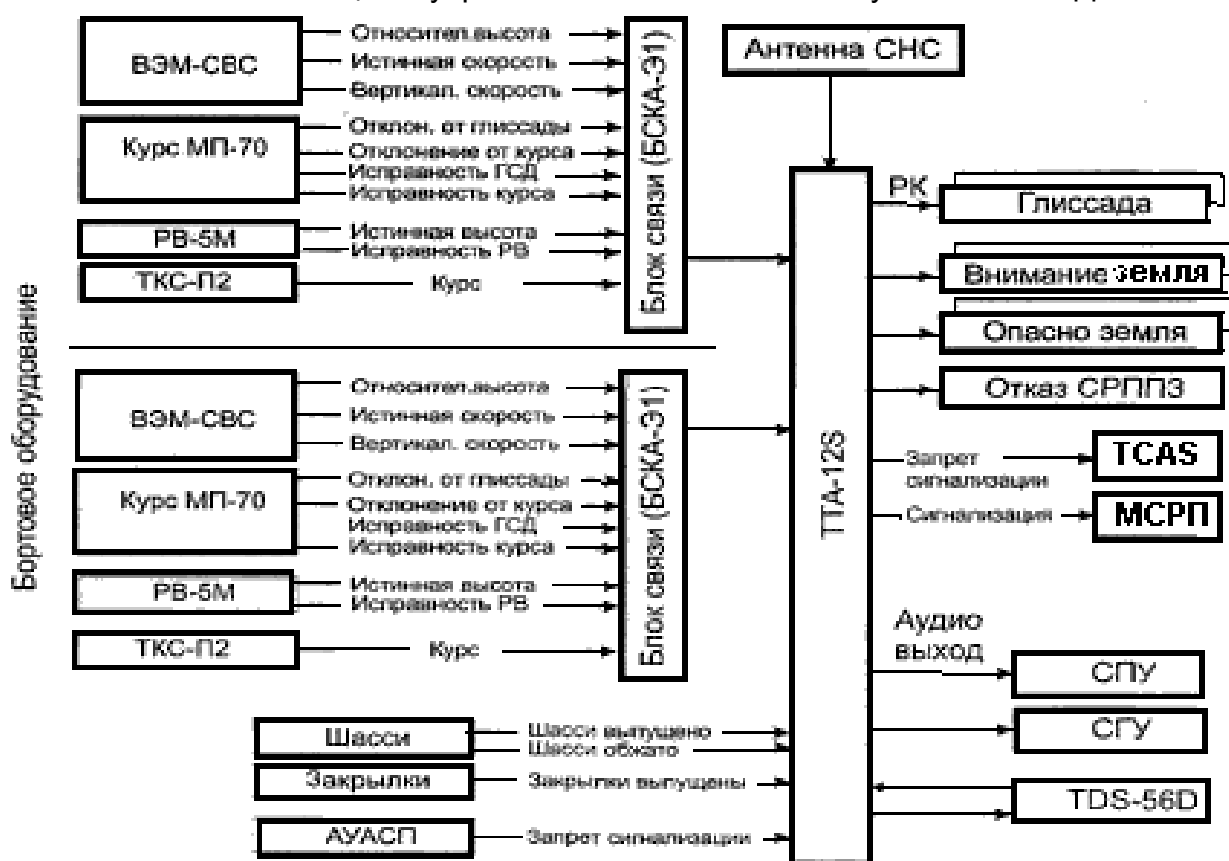


Рис. 1.30. Схема связи ТТА-12S с бортовым оборудованием самолета Ту-154М

СРПБЗ является дополнительным средством повышения безопасности полетов, обеспечивающим:

- информацию о рельефе впереди лежащей подстилающей поверхности и искусственных препятствиях, выдаваемой системой на индикатор рельефа местности.
- предупреждение экипажа о возникновении условий полета, которые могут

привести к непреднамеренному опасному сближению самолета с земной или водной поверхностью;

- оповещение экипажа о пролете характерных высот, требующих повышенного внимания на заключительном этапе захода на посадку с помощью речевых предупреждений и визуальных световых сигналов.

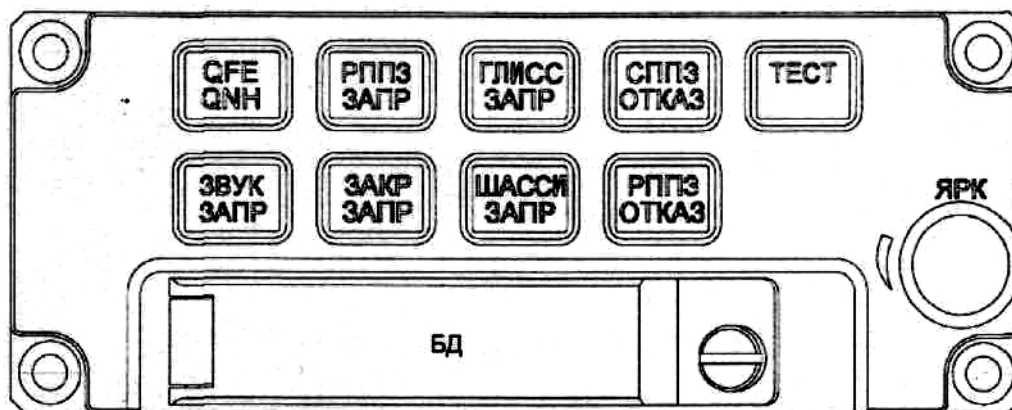


Рис. 1.31. Внешний вид передней панели блока ТТА-12S

На передней панели блока ТТА-12S размещены:

отсек с надписью БД для размещения накопителя (Flash-карта) с базами данных рельефа и аэропортов ; органы управления системы:

- кнопки-табло:

- ГЛИСС ЗАПР - для отключения речевого ("ГЛИССАДА") и визуального (ГЛИСС НИЗКО) сигналов при преднамеренном уходе вниз от глиссады на высотах по РВ менее 330 - 280м;

- ЗВУК ЗАПР - для отключения речевых сигналов предупреждения при ложных срабатываниях при неконтролируемых отказах системы;

- ЗАКР ЗАПР - для отключения речевого предупреждения "НИЗКО, ЗАКРЫЛКИ" при заходе на посадку с закрылками 28° или 15°;

- ШАССИ ЗАПР - для отключения речевого предупреждения "НИЗКО, ШАССИ" при полете вблизи земли (на высотах ниже 150м) с убранными шасси;

- РППЗ ЗАПР - для отключения режимов раннего предупреждения о рельефе (РП) и преждевременном снижении (ПС);

- QFE / QNH - для выдачи в систему признака установленного на ВБЭ давления барокоррекции на этапах взлета и посадки;

- ТЕСТ - для включения расширенного тест-контроля системы на земле (при обжатом положении шасси);

- СППЗ ОТКАЗ - подсвечивается при отказе или отсутствии связи с ВБЭ, РВ;

- РППЗ ОТКАЗ - подсвечивается при отказе или отсутствии связи с приемоизмерителем СНС или отсутствии (невозможности чтения) баз данных с цифровой моделью земли;

- регулятор ЯРК - для регулировки яркости кнопок - табло.

Принцип работы системы СРПБЗ основан на сравнении текущих значений параметров полета с заложенными в системе допустимыми (безопасными) значениями. Система вычисляет превышение элементов рельефа препятствий относительно прогнозируемой высоты полета, формирует сигналы предупреждения, которые отображаются на индикаторе местности и сопровождаются, в случае опасности, соответствующими речевыми предупреждениями. В режиме захода на посадку формируются уведомительные речевые сообщения при пролете определенных, заданных, высот.

ТТА-12S для реализации своих функций использует следующие базы данных (БД): рельефа (БДР), искусственных препятствий (БД ИП), аэродромов (БДА),

Отображение информации

Отображение информации осуществляется на дисплее МФИ TDS-56D, имеющего 9 кнопок управления и ручку регулировки яркости (в правом нижнем углу). Многофункциональный индикатор предназначен для отображения на экране дисплея информации не только от СРПБЗ, а также от системы предупреждения столкновения самолетов в воздухе, от метеонавигационного радиолокатора, от пилотажного комплекса в качестве альтернативы электромеханических индикаторов или с системами электронной индикации. Но в настоящее время на самолете Ту-154М задействован только один режим - отображение информации от СРПБЗ. Масштаб изображения выбирается с помощью кнопок К5, К6.

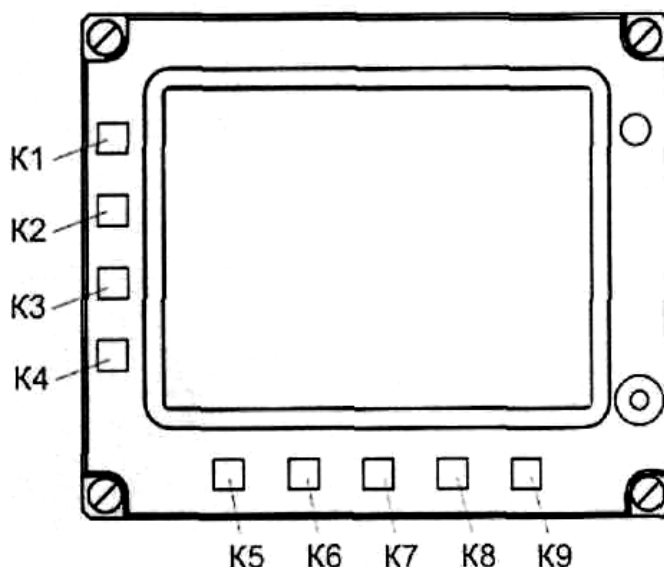


Рис. 1.32. Вид передней панели многофункционального индикатора TDS-56D

На дисплее отображение характера подстилающей поверхности может осуществляться при режимах индикатора "КОНТУР" и "Профиль". Переход из режима в режим осуществляется нажатием кнопок, расположенных на лицевой панели индикатора. Назначение кнопок индицируется в рабочей части дисплея рядом с ней. Назначение кнопок зависит от текущего режима работы.

Режим работы индикатора "КОНТУР" является основным режимом отображения характера подстилающей поверхности. Переходит в режиме "КОНТУР" на масштаб 20 км происходит автоматически при срабатывании предупреждающей сигнализации, элементы, вызвавшие срабатывание сигнализации окрашиваются в ярко желтый цвет, а элементы, вызвавшие срабатывание аварийной сигнализации окрашиваются в ярко красный цвет.

В режиме "Контур" отображаются только элементы поверхности, превышение которых более чем текущая высота ВС (над уровнем моря) минус 600м. В черный цвет окрашиваются все участки, превышение которых менее чем текущая высота ВС минус 600м.

Режим работы индикатора "Профиль" является вспомогательным режимом отображения характера подстилающей поверхности на индикаторе TDS-56D и служит для наглядного отображения текущей формы и размеров границы сигнализации режима 7 и характера подстилающей поверхности (вид сбоку) вдоль спрогнозированной траектории.

Примечание. В правом нижнем углу отображается (снизу вверх):

- минимальное превышение рельефа в пределах масштаба;
- максимальное превышение рельефа в пределах масштаба;
- высота ВС над уровнем моря.

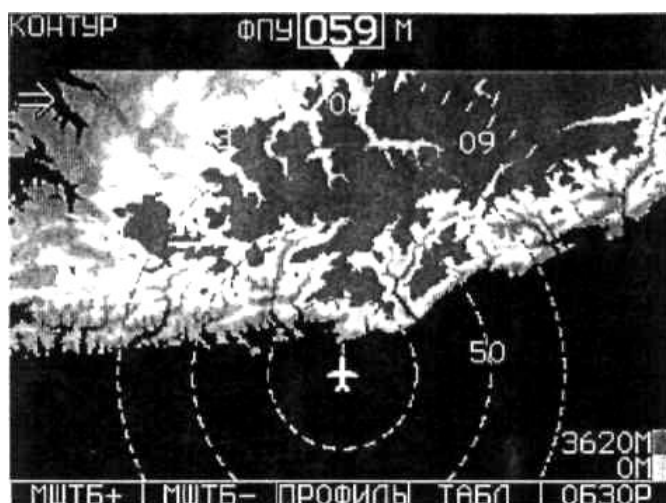


Рис. 1.33. Пример отображения рельефа в режиме "Контур"

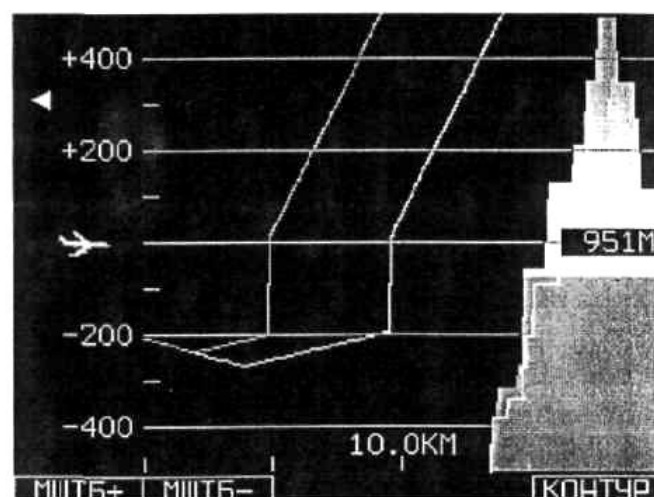


Рис. 1.34. Пример отображения рельефа в режиме "Профиль"

Кроме рабочих режимов предусмотрены **технологические режимы контроля индикатора**:

- **СИСТ** — для контроля исправности плат, индикатора времени наработки, проверки версии ПО, типа самолета на который настроен индикатор.
- **НАСТРОЙКА** — для проверки настройки интерфейсов и функциональных возможностей индикатора, изменение настроек на необходимый тип ВС.
- **ТТА-12** — для контроля исправности плат ТТА-12, времени наработки, проверки версии ПО, проверки на какой тип ВС настроен ТТА-12, проверки баз данных, отображение заводского номера ТТА-12 (ТТА-12S).

Проверка работоспособности СРПБЗ в режиме тест-контроля

ВНИМАНИЕ. Проверка должна производиться при обжатом состоянии шасси

- Включите системы ВБЭ-СВС №1, РВ-5МД-1 №1, КУРС-МП п/к №1, СПУ и СГУ, ТТА-12S и индикатор TDS-56D. Убедитесь, что светится табло ОТКАЗ СРПБЗ, расположенное на приборной панели самолета;

После включения происходит автоматическая подготовка к работе, которая длится не более 10с. За это время ВСК проводит контроль в непрерывном режиме. В случае успешного завершения контроля выдается выходная разовая команда "Исправность" и гаснет табло "СРППЗ ОТКАЗ", При включении СРПБЗ на земле надписи "ЗАПР" под надписями "ЗВУК", "ГЛИСС", "РППЗ", "ШАССИ", "ЗАКР" не должны гореть. На передней панели также индицируется система отсчета барометрической высоты (QFE или QNH). Отсутствие свечения ламп желтого цвета "СППЗ ОТКАЗ", "РППЗ ОТКАЗ" свидетельствует о наличии необходимой входной информации для работы системы СРППЗ ТТА-12 и ее готовности к работе.

- Нажмите кнопку ТЕСТ - убедитесь: в выдаче сообщения "Земля. Земля. Тяни вверх", подсвете всех ламп, расположенных на лицевой панели ТТА-12S, включении ламп "ТЯНИ ВВЕРХ", "ГЛИСС НИЗКО", "ВНИМАНИЕ ЗЕМЛЯ", "ОТКАЗ СРПБЗ", появлении тестового изображения в виде вертикальных полос красного, желтого и зеленого цвета на индикаторе TDS-56D, на индикаторах РВ, ВБЭ, ПНП ***отрабатываются контрольные значения:***

- на индикаторах РВ - 15 м;

- на ВБЭ - 12100 м;

- на ПНП - глиссада вверху, курс слева.

После отпускания кнопки ТЕСТ убедитесь в: прекращении выдачи речевого сообщения, возвращении ламп ТТА-12S в исходный режим работы, выключении ламп "ТЯНИ ВВЕРХ", "ГЛИСС НИЗКО", "ВНИМАНИЕ ЗЕМЛЯ", "ОТКАЗ СРПБЗ", снятия тестового изображения с индикатора TDS-56D и тестовых значений на индикаторах РВ, ВБЭ, ПНП.

Отсутствие свечения табло "СППЗ ОТКАЗ", "РППЗ ОТКАЗ" свидетельствует об исправности связей с ВБЭ, РВ.

Табло ОТКАЗ СРПБЗ в случае исправности системы должно погаснуть не более чем через 60с.

1.20. Эксплуатация указателя 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 500км/ч.

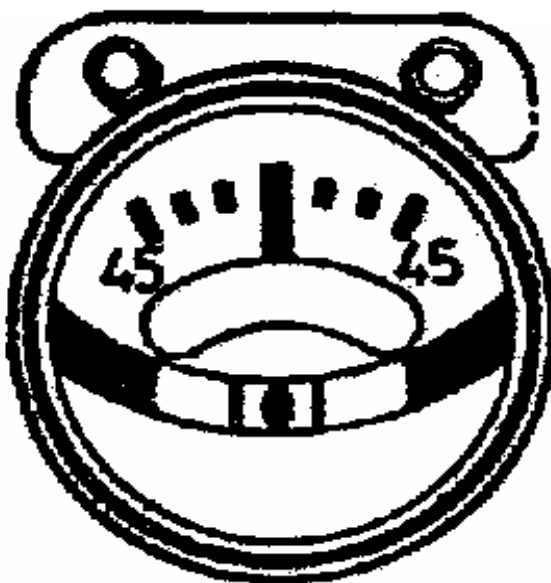


Рис. 1.35. Указатель ЭУП-53МК-500

Для проверки работоспособности ЭУП-53 на самолете необходимо включить выключатель питания «ЭУП» на верхнем электрощитке. Через 2-3 мин (время готовности) нажать на приборную доску, создав ей некоторое движение вокруг вертикальной оси. Если стрелка указателя отклонится, прибор исправен.

При обесточивании сети постоянного тока питание указателя поворота производится от аккумуляторов.

При ТОиР ЭУП-53 в лаборатории проверяются следующие параметры на соответствие НТП:

1. Отклонение подвижного индекса при плоском развороте с угловой скоростью:
0,1 град/сек – допускается отклонение подвижного индекса $4^\circ \pm 2^\circ$;
1,5 град/сек – допускается отклонение подвижного индекса $12^\circ \pm 2^\circ$;
2. Несовпадение подвижного индекса с нулевой отметкой шкалы – допускается отклонение подвижного индекса на $\pm 1^\circ$;
3. Недоход шарика указателя скольжения к индексу вертикали – допускается недоход не более $\frac{1}{4}$ диаметра шарика.

При проверке в лаборатории АиРЭО прибор устанавливается в кронштейн установки УПГ-48 таким образом, чтобы при совмещенных рисках кронштейна и подвижного кольца шарик указателя скольжения находился между ограничителями. Определение параметров указателя поворота начинается по

истечении 5 мин после включения питания. Угол отклонения подвижного индекса прибора проверяется при вращении стола установки с угловыми скоростями 0,6 град/сек и 1,5 град/сек в обе стороны. Углы отклонения подвижного индекса отсчитываются при помощи специального шаблона из органического стекла. Шкала шаблона должна обеспечить отсчет с точностью до 1 град.

Несовпадение подвижного индекса с нулевой отметкой шкалы определяется при неподвижном столе установки УПГ-48 как разность между показаниями подвижного индекса и нулевой отметкой шкалы.

Недоход шарика указателя скольжения до индекса вертикали проверяется при нормальном положении работающего прибора.

Отказы ЭУП-53 сведены в таблицу 1.15. Устранение отказов и неисправностей производится заменой прибора с последующей проверкой работоспособности ЭУП-53 на самолете.

Отказы ЭУП-53. Таблица 1.15.

Внешнее проявление	Причина отказа
При включении на борт генераторов подсвет ЭУП-53 начинает мигать с произвольной частотой	Неисправность подсвета шкалы
Временами не работает	Отказ гиromотора
Зависает стрелка указателя (возвращается после постукивания по прибору)	Заедание подвески гиromотора
Не работает Стрелка не отклоняется влево (вправо)	Неисправность гиromотора
Не устанавливается стрелка на «0» Не возвращается стрелка на «0»	Неисправность гиromотора

1.21. Техническая эксплуатация выключателя коррекции ВК-90М

Выключатель коррекции ВК-90М отключает поперечную коррекцию бортовых гироскопических приборов ВС при выполнении ими разворотов и виражей.

По принципу работы прибор ВК-90М является гироскопическим датчиком угловой скорости, снабженным пороговым устройством, устройством задержки времени и исполнительным реле.

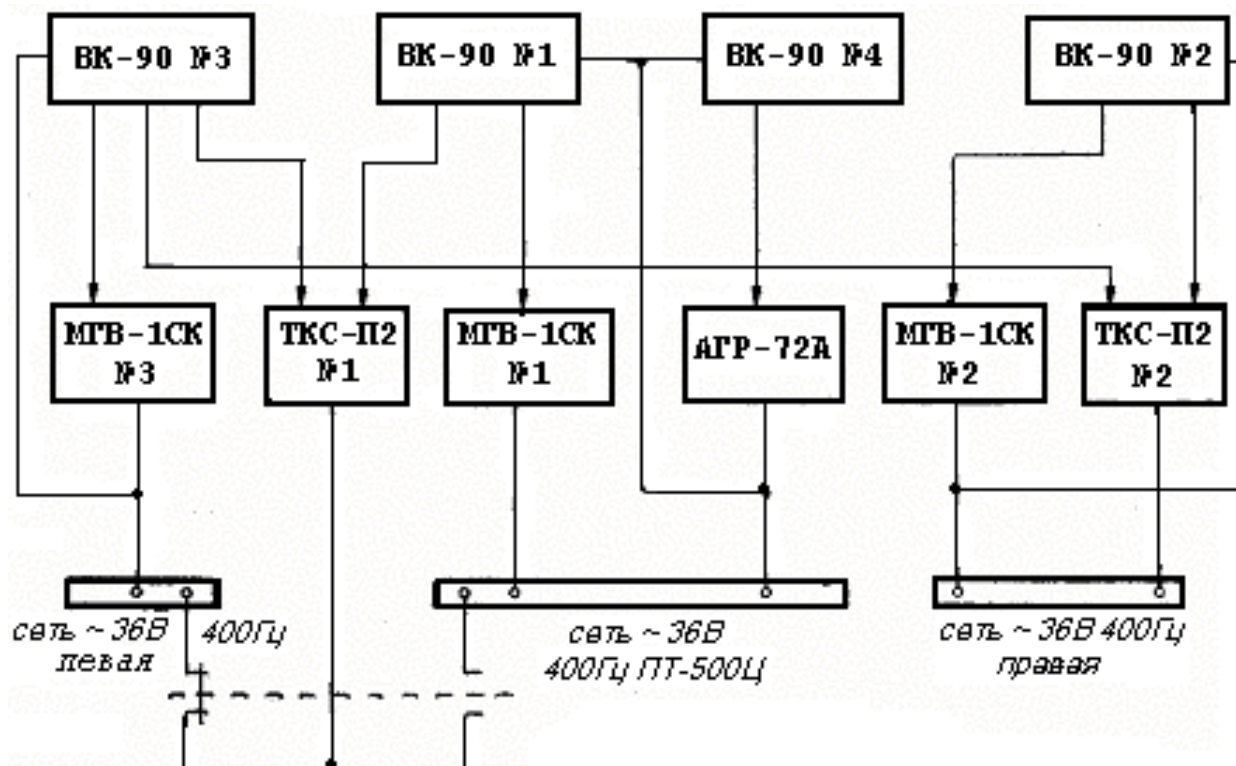


Рис. 1.36. Связь ВК - 90М с потребителями

При технической эксплуатации выключателя коррекции проверяются перед установкой на самолёт и при выполнении регламентных работ с помощью пульта ППВК-90 в лаборатории АиРЭО.

Основные параметры:

- время готовности,
- не отключение коррекции при угловой скорости меньше минимальной,
- время задержки при нарастании угловой скорости,
- время задержки при убывании угловой скорости.

При проверке на соответствие НТП в лаборатории АиРЭО проверяются следующие параметры выключателя коррекции:

- Потребляемый ток (не более 0,45А в каждой фазе).
- Время задержки выключения коррекции. (От 5 до 15 сек при несимметричности времени задержки не более 5 сек.)

Характерные отказы ВК-90:

не правильные показания ТКС-П2, вызванные не отключением коррекции.

1.22. Техническая эксплуатация авиагоризонтов

Положение самолёта Ту-154 относительно плоскости горизонта контролируется тремя авиагоризонтами: двумя авиагоризонтами, смонтированными в ПКП-1 и резервным авиагоризонтом АГР-72А.

Датчиками углов крена и тангажа являются три малогабаритные гировертикали МГВ-1СК. МГВ-1СК №3 выдает углы крена и тангажа в ПКП-1 левого пилота, МГВ-1СК №2 выдает углы крена и тангажа в ПКП-1 правого пилота. Для автоматизированного контроля работы авиагоризонтов, а также для АБСУ-154 на самолете используются сигналы с МГВ-1СК №1 - контрольной МГВ, не имеющей своего указателя.

Авиагоризонт АГР-72А

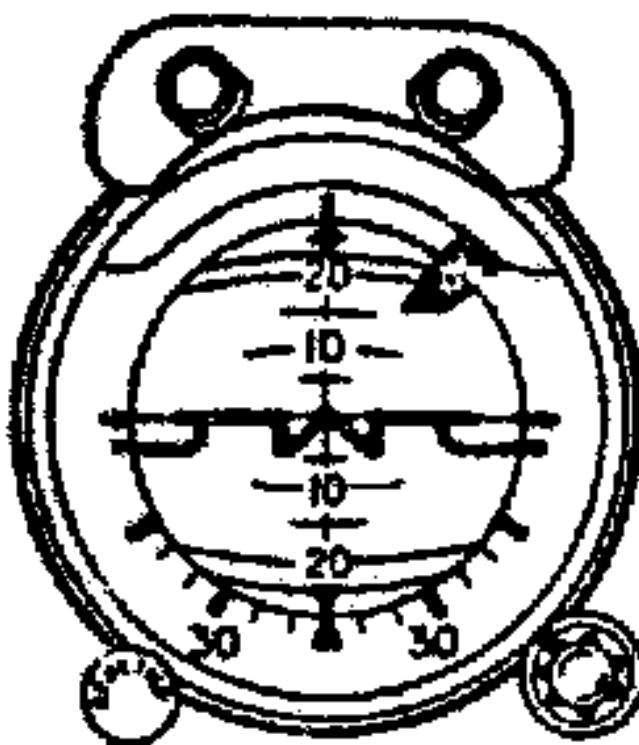


Рис. 1.37. Авиагоризонт АГР-72А

Основными параметрами, подлежащими проверке в лабораторных условиях являются: - время готовности (не более 3 мин); - токи, потребляемые в установившемся режиме (по ТУ не более 0,45А); - скорость поперечной и продольной прецессии ($1 \div 6^\circ/\text{мин}$); - уход гироскопа по крену и тангажу на качающемся основании с выключенной коррекцией (не более $\pm 4^\circ$); - погрешность показаний (по ТУ $\pm 1,5^\circ$). Кроме перечисленных параметров, проверяется работа арретира гиродатчика и действие выключателя продольной коррекции. Проверка авиагоризонта производится с помощью пульта АГР-144, поворотной установки УПГ-48, УПГ-56 и контрольного пульта АГД-1.

Для проверки авиагоризонта АГР-72А на самолете необходимо:

- включить АЗСК-2 питания АГР -72А на левой панели АЗС и выключатель питания «АГ» на верхнем электрощитке пилотов, не более чем через три минуты после включения питания бленкер «АГ» отказа питания на лицевой части АГР-72А должен убраться из видимой зоны шкалы тангажа;
- совместить силуэт самолета с линией горизонта с помощью кремальеры, через 5мин с момента включения питания авиагоризонт должен показывать по тангажу стояночный угол, индекс крена должен совпадать с нулевым делением шкалы с точностью $\pm 1^\circ$ при условии, что самолет стоит на горизонтальной площадке;
- повернуть ручку кремальеры по часовой, а затем против часовой стрелки до упора, силуэт самолета должен перемещаться вверх (вниз) на угол $\pm 7^\circ$;
- выключить автомат защиты преобразователя ПТ-500Ц на левой панели АЗС, бленкер «АГ» авиагоризонта должен в момент выключения АЗС выпасть, а затем убраться, сигнализируя этим исправность цепей переключения авиагоризонта на левую сеть -36В 400Гц;
- выключить автомат защиты «Трансформатор 208/36В №1 на левой панели АЗС. Бленкер «АГ» авиагоризонта должен в момент выключения АЗС выпасть, а затем убраться, сигнализируя этим исправность цепей подключения к правой сети - 36В 400Гц;
- выключить питание авиагоризонта при этом на лицевой части указателя появится бленкер «АГ» (отказ питания);
- включить выключатель «АГР», после чего бленкер «АГ» с лицевой части указателя убирается.

Малогабаритная гировертикаль МГВ-1СК

МГВ-1СК является датчиком сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа самолета. МГВ-1С имеет модификации МГВ-1СК и МГВ-1СУ, отличающиеся друг от друга количеством и схемами подключения выходных потенциометрических датчиков сигналов крена и тангажа самолета.

Проверка технического состояния МГВ-1СК в лабораторных условиях проводится путём контроля следующих параметров пультом ПП-29:

- времени готовности прибора;
 - работу арретира;
 - токов потребляемых в установившемся режиме;
 - времени восстановления из завалов в 5° ;
 - скорости поперечной и продольной коррекции;
 - срабатывания сигнализации о работоспособности;
 - наличия сигналов с устройства съёма результатов измерений и качество контактирования;
 - сопротивления изоляции между электрическими цепями и корпусом прибора.
- Проверка работы системы сигнализации о работоспособности производится

при установке гировертикали в поворотный кронштейн КП-9, гировертикаль наклоняют в плоскости тангажа на угол $65\sim 70^\circ$ до выбивания платформы гировертикали, затем гировертикаль возвращают в горизонтальное положение, после нажатия и отпущения кнопки «Арретир» должна загореться сигнализация «МГВ работает».

Для проверки МГВ-1СК с указателями ПКП-1 сер. 2 на самолете необходимо:

- включить электропитание и проверить напряжения 36В и 27В;
- включить автоматы защиты сети на левой панели АЗС «МГВ-1СК №3» и «БКК», на правой панели АЗС «МГВ-1СК №2» и «БКК»;
- включить выключатели «ПКП лев», «ПКП прав.», «МГВ контр.», «Питание БКК» на верхнем электрощитке пилотов.

Через 1,5—2мин после включения питания импульсами одновременно нажимать на две кнопки «Арретир» на пульте управления ПУ-46 до прекращения движения шкал обоих ПКП-1 по крену и тангажу.

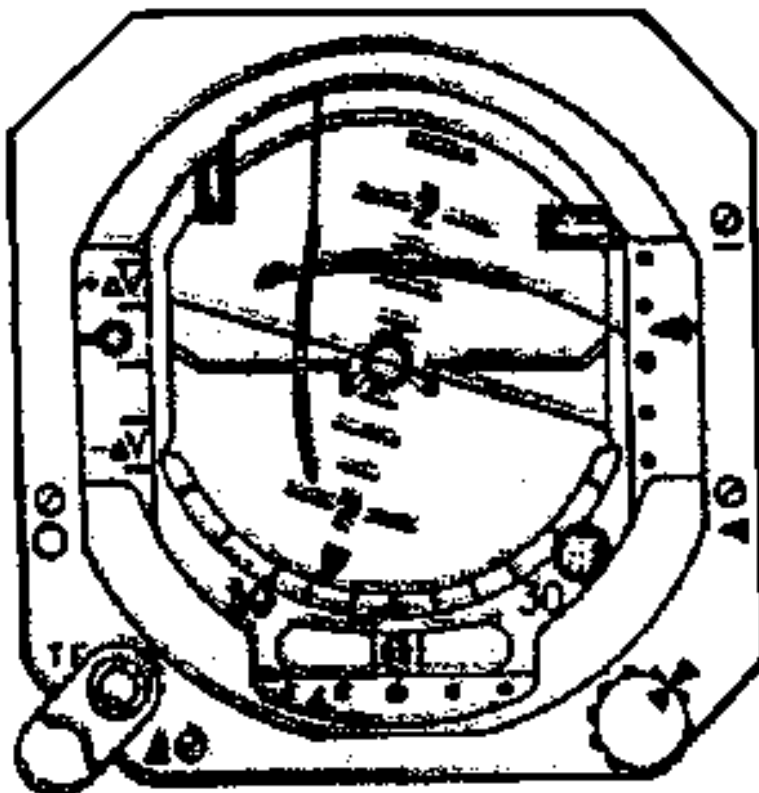


Рис. 1.38. Прибор ПКП-1 сер. 2

По окончании восстановления гировертикалей с лицевой части обоих ПКП-1 уберутся бленкеры «АГ», погаснет табло «Отказ МГВ контр».

При наличии ложных отказов по крену или тангажу снять их с помощью пульта ППН-13.

Убедиться, что на левом правом ПКП-1 сер.2 при вращении рукоятки ввода угла атаки, шкалы тангажа перемещаются, совместить риски на кремальере и корпусе прибора, оба ПКП-1 сер. 2 и АГР-72А должны индцировать стояночные углы крена и тангажа с точностью $1,5\div 2^\circ$.

1.23. Эксплуатация системы контроля отказов авиагоризонтов

Для контроля работоспособности авиагоризонтов по крену применяется сравнение блоком контроля крена БКК-18 сигналов крена трех датчиков: от приборов ПКП-1 левого и правого летчиков и от МГВ-1СК №1 (контрольной).

Если один из трех сигналов будет отличаться от двух других на величину по напряжению $1,5 \pm 0,4\text{В}$, что соответствует крену $7 \pm 2^\circ$, то БКК-18 выдает сигнал отказа на бленкер «АГ» неисправного прибора ПКП-1 или включает светосигнальное табло «ОТКАЗ МГВ КОНТР». После выявления 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.

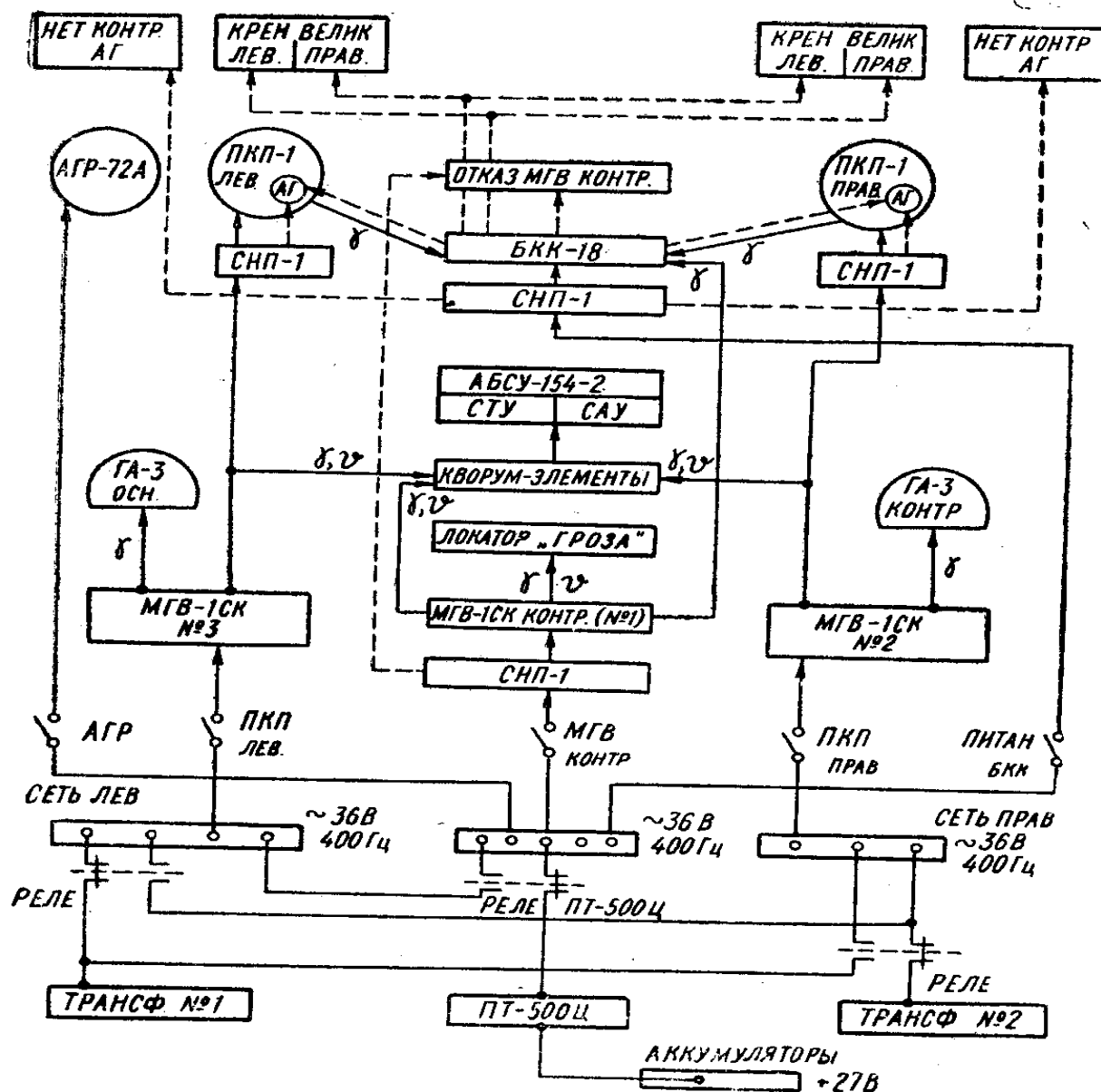


Рис. 1.39. Система контроля отказов авиагоризонтов

Для предотвращения выхода самолета в полете на предельные величины углов крена блок БКК-18 выдает сигнал 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 $\geq 33 \pm 4^\circ$ в маршрутном полете, кроме световой сигнализации, выдается и звуковая сигнализация. Значение сигнализируемых кренов переключается сигнализаторами скорости ССА-3-4,5 и ССА-2-3: на взлете при скорости $V_l = 340$ км/ч, на посадке при скорости $V_n = 280$ 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.

Проверка функционирования блока БКК-18:

- нажать переключатель «БКК тест-контроль» последовательно в положение «1», затем «2», загораются табло «Крен лев. велик», «Крен прав. велик», «Отказ МГВ контр.» и лампа «БКК исправ.», на лицевую панель приборов ПКП выпадут бленкеры «АГ»;

- установить переключатель нейтрально, сигнализация снимается;
- кратковременно выключить, а затем включить выключатель «Питание БКК», загораются, а затем гаснут табло «Нет контр. АГ»;

- кратковременно выключить, а затем включить выключатели «ПКП лев.», «ПКП прав.» и «МГВ контр.», на лицевую панель приборов ПКП выпадут бленкеры «АГ» и загорятся табло «Отказ МГВ контр.», а затем табло гаснет, бленкеры «АГ» уберутся.

Характерные отказы авиагоризонтов. Таблица. 1.16.

Внешние проявления	Причины отказов
-Временами выпадает бленкер на АГР-72 -При включении АГР не убирается бленкер -Не выпадает бленкер «АГ» при тест-контроле АГР -Завал авиагоризонта -Не правильные показания, выпал бленкер на АГР-72	Отказ АГР-72
-Горит табло «Отказ МГВ», не горит табло исправность «АБСУ» -Выпадает бленкер «АГ» на ПКП на эшелоне -Не арретируется МГВ	Отказ МГВ-1СК
- Горит табло «Отказ МГВ» - При проверке на земле выпал бленкер АГ	Отказ СНП-1 АГ
-При проверке тест-контролем БКК не горит табло «Крен велик» и не убирается бленкер «АГ» на ПКП -Не проходит тест БКК	Отказ БКК-18

Техническое обслуживание системы контроля авиагоризонтов

Оперативное техническое обслуживание включает в себя проверку работоспособности блока БКК-18 с помощью сигнала «ТЕСТ-КОНТРОЛЬ» и проверку исправности сигнализаторов наличия питания СНП-1 поочередным выключением питания БКК-18 и авиагоризонтов.

При проведении периодического технического обслуживания необходимо перенастроить блок БКК-18 на самолете, используя пульт настройки ПН-8 согласно технологическим картам «Настройка порогов срабатывания БКК-18 на самолете».

Параметры блока проверяются в лаборатории АиРЭО при проверке работоспособности БКК-18 с помощью пульта автономной проверки ПАП-32. При этом контролируются напряжения питания и потребляемые токи по постоянному и переменному току, порог срабатывания сигнализации об отказе АГ, порог сигнализации о предельном крене на маршруте, взлете и посадки.

Настройка порогов срабатывания БКК-18 производится с помощью пульта настройки ПН-8 как непосредственно на самолете, так и при проверке в лаборатории АиРЭО. Настройку порогов срабатывания БКК-18 производится при первичной установке и замене самого блока, а также при замене ПКП-1 и резервной гировертикали МГВ-1СК.

При анализе причин срабатывания сигнализации об отказах основных авиагоризонтов в полёте необходимо использовать запись полетной информации системой МСРП-64, предварительно убедившись в правильности первоначальной установки датчиков углов крена путём замера напряжений на контрольном разъеме блока БКК-18 (гнезда Гн-1 и Гн-6 по отношению к Гн-7). Любая разница не должна превышать 0,2В, что в угловых величинах крена составляет 1°.

1.24. Эксплуатация точной курсовой системы ТКС-П2

Точная курсовая система ТКС-П2 предназначена для определения магнитного и ортодромического курса самолёта, а также для определения угла сноса, пеленга радиостанций и путевых углов самолёта при работе соответственно с измерителем угла сноса и путевой скорости, автоматическим радиокомпасом и навигационным вычислителем. На самолётах, оборудованных АБСУ-154 серии 2, устанавливается ТКС-П2 с дополнительным магнитным каналом, обеспечивающим повышение надежности работы системы.

Сигналы курса от ТКС выдаются в системы:

- НВУ-БЗ - через блок дистанционной коррекции БДК-1 для счисления координат самолёта,
- СТУ-154 для индикации курса на приборах ПНП и формирования команд на управление самолётом по крену,
- САУ-4 для стабилизации курса самолета,
- Курс-МП-2 через блок гиромагнитного курса БГМК-2 для формирования сигналов азимута радиомаяков VOR.

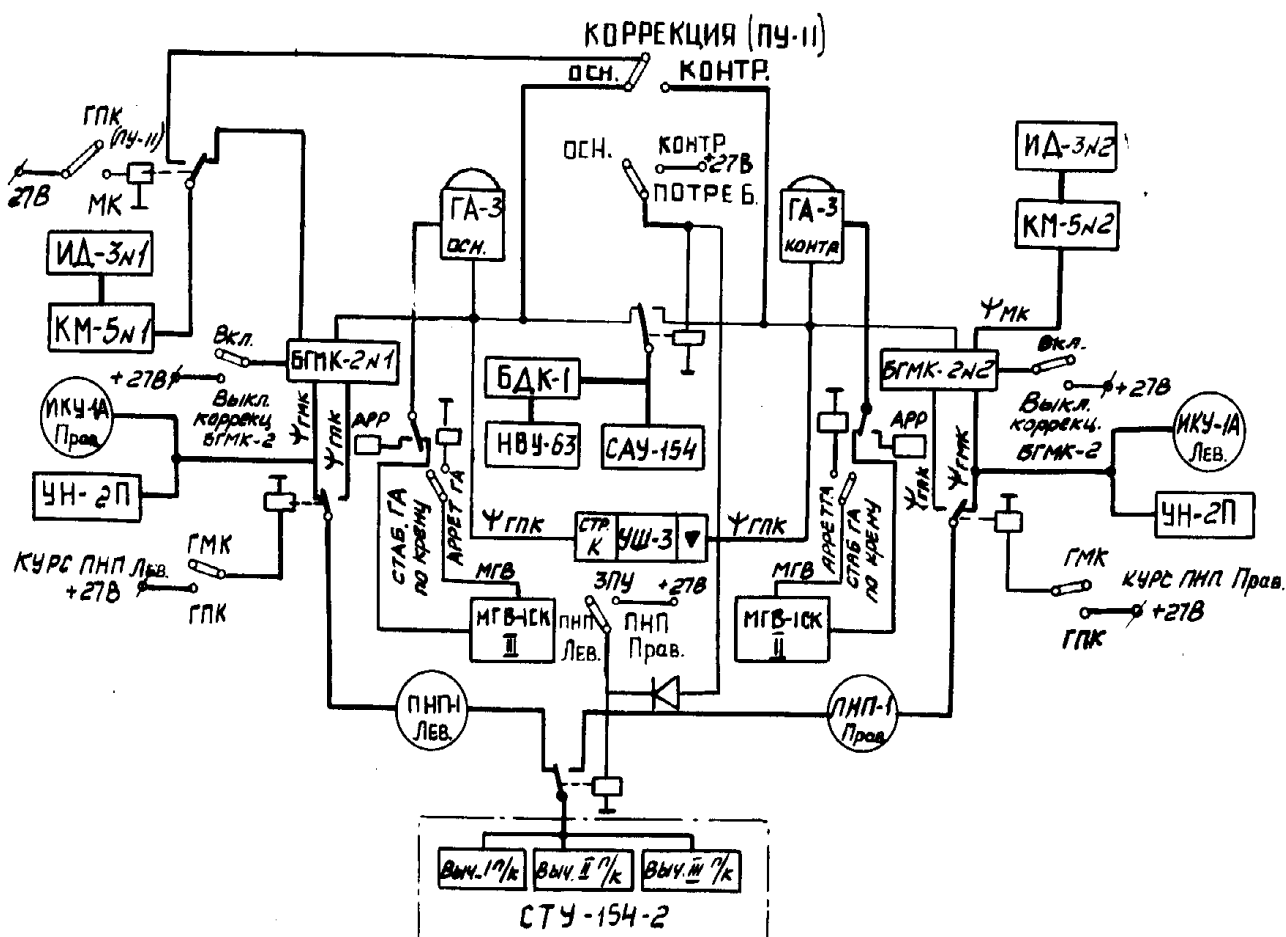


Рис. 1.40. Структурная схема ТКС-П2 с дополнительным магнитным каналом

В состав системы входят:

- индукционный датчик ИД-3 2шт.
- коррекционный механизм КМ-5 2 шт;
- пульт управления ПУ-11;
- блок дистанционной коррекции БДК-1;

- указатель штурмана УШ-3;
- гироагрегаты ГА-3 основной и контрольный;
- блок гиромагнитного курса БГМК-2;
- распределительный блок РБ-2.

Режим работы ТКС-П2 определяется положением переключателя «МК-ГПК-АК» на пульте управления ПУ11.

Основным режимом работы ТКС-П2 является режим гирополукомпаса (ГПК).

При этом оба гироагрегата (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 уходов главной оси гироскопа в азимуте. Режим астрокоррекции (АК) на самолёте не задействован.

На самолёте при техническом обслуживании ТКС-П2 производится внешний осмотр составных частей курсовой системы, проверка работоспособности ТКС-П2, выявление и устранение отказов и неисправностей.

Проверка 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 - на значение широты аэродрома вылета.

На верхнем электрощитке включить выключатели: «Питание ТКС-П2 №1 и №2», «Обогрев ГА», «Коррекция БГМК-2 №1 и №2». Выключатели «Арретир» установить в положение «Откл.», переключатели «Курс ПНП. Лев-прав.» установить в положение «ГПК». Одновременно на верхнем электрощитке пилотов включить выключатели «МГВ контр.», «ПКП лев», «ПКП прав.». Через 3 мин после включения питания одновременным нажатием двух кнопок «Арретир» на пульте управления ПУ-46 произвести выставку МГВ-1СК по вертикали Земли и проконтролировать исправность МГВ-1СК по указателям ПКП-1.

Проверить работу ТКС 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 УШ-3 и шкалы ПНП-1 второго пилота.

Проверить работу ТКС в режиме МК. Для этого переключатель режимов установить в положение «МК», переключатель «Коррекция» в положение «Осн.», переключатели «Курс ПНП лев-прав» в положение «ГМК» и нажать на кнопку «Согласование». Показания стрелки «К» УШ-3 согласуются с показаниями КМ-5 № 1. Переключатель «Коррекция» установить в положение «Контр» и нажать на кнопку «Согласование». Показания треугольного индекса УШ-3 согласуются с показаниями КМ-5 № 1. 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 согласовываются с показаниями КМ-5 № 2.

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

Правильность выдачи сигналов гиромагнитного курса блоками БГМК-2 №1 и №2 контролируется по показаниям ИКУ-1А обоих пилотов и КМ-5 №1 и №2 соответственно. При обесточивании сети самолёта канал ТКС-П2 № 1 автоматически подключается к аварийной шине.

При техническом обслуживании ТКС-П2 в лаборатории АирЭО выполняются следующие работы:

- проверка внешнего состояния ГА-3, ИД-3;
- внешнего осмотра, дефектации, частичной разборки и замене элементов РБ-2, ПУ-11, КМ-5, УШ-3, БГМК-2, БДК-1;
- проверка на соответствие НТП ГА-3, РБ-2, ПУ-11, КМ-5, УШ-3, БГМК-2, БДК-1; - проверки работоспособности индукционного датчика ИД-3;
- проверка на соответствие НТП комплекта ТКС-П2. Проверяются следующие параметры: - скорость согласования (большая $\leq 2^\circ/\text{с}$, нормальная $> 40'/\text{мин}$); - погрешность гиромагнитного курса, выдаваемого блоком БГМК-2 ($< 1,5^\circ$); - уход giroагрегата в азимуте ($\Delta = \pm 30'/\text{час}$); - работа электрического арретира; - сигнализация отказа; - потребляемый ток ($< 1,5\text{А}$). ТО производится с применением проверочной установки УПП-ТКС-П, УП-ТКС-П, лампового вольтметра ВЗ-13, осциллографа С1-67.

Неисправности и отказы ТКС-П2. Таблица 1.17.

Внешние проявления	Неисправность
На ПУ-11 загорелась лампа «Отказ О», на средней приборной доске загорелось табло «Отказ ГА осн.»	Отказ основного giroагрегата
На ПУ-11 загорелась лампа «Отказ К», на средней приборной доске загорелось табло «Отказ ГА контр»	Отказ контрольного giroагрегата
На ПУ-11 загорелись лампы «Отказ О», «Отказ К», на средней приборной доске загорелось табло «Отказ ГА-3осн.», «Отказ ГА контр», на приборах ПКП выпали бленкеры «КС»	Отказ основного и контрольного ГА-3
Неправильные показания ПНП-1 обоих пилотов. При вращении кремальеры на БДК-1 показания ПНП-1 не изменяются	Отказ БДК-1
Показание курса на ИКУ-1А отличаются от показаний на КМ-5. При нажатии кнопки «Согласование» согласования показаний ИКУ-1 КМ-5 не происходит	Отказ БГМК-2
Показания индекса или стрелки «К» УШ-3 не изменяются при изменении показаний ПНП-1	Отказ УШ-3

1.25. Ремонт гироскопических пилотажных и навигационных приборов

К гироскопическим пилотажным и навигационным приборам относятся: авиагоризонты типа АГД-1, АГР-72А; гировертикали типа МГВ, ЦГВ; гироскопические агрегаты типа ГА-1М, ГА-3; выключатели коррекции ВК-53, ВК-90; электрический указатель поворота ЗУП-53 и другие приборы.

В конструкциях приборов гироскопической группы применяются ремонтируемые элементы: гиromоторы, двигатели, сельсины, потенциометры, синусно-косинусные трансформаторы, коллекторы, щетки, точечные токоподводы, шарикоподшипники, жидкостные маятниковые датчики, демпферы, редукторы, терморегуляторы, усилительные блоки, трансформаторы, реле и микропереключатели, пружины, штепсельные разъемы.

При ремонте производится осмотр приборов и проверка внешнего вида. Выполняют ремонт гиromоторов, двигателей, сельсинов, потенциометров, синусно-косинусных трансформаторов. Ремонтируют коллекторы, щетки, точечные токоподводы. Производят ремонт жидкостных маятниковых датчиков, демпферов и пружин. Выполняют ремонт терморегуляторов и нагревательных элементов.

При сборке отремонтированных деталей и узлов гироскопических приборов выполняют статическую балансировку гиросузлов и карданных узлов. Производят заполнение гироскопических приборов инертными газами. Выполняют ремонт электронных блоков, печатных плат, производят замену поврежденных печатных проводников, контактных площадок, металлизации, модульных блоков.

Производят испытание гироскопических приборов на соответствие заданным техническим требованиям на индивидуальных проверочных установках.

Проверяют время разгона гиromотора и времени готовности.

Производят проверку работы арретирующего устройства и времени арретирования, проверку потребляемых токов, проверку ухода гироскопа по крену и тангажу с выключенной коррекцией на качающемся основании. Производят проверку погрешностей приборов по крену и тангажу, а у курсовых гироскопов - по курсу. Выполняют проверку времени выхода из завалов (скорости прецессии). Производят проверку времени отключения коррекции.

1.26. Эксплуатация навигационно-вычислительного устройства НВУ-БЗ

НВУ-БЗ используется для непрерывного автоматического счисления текущих координат местонахождения самолёта в частноортодромической системе координат и вычисления пройденного пути S и бокового отклонения Z от ортодромии.

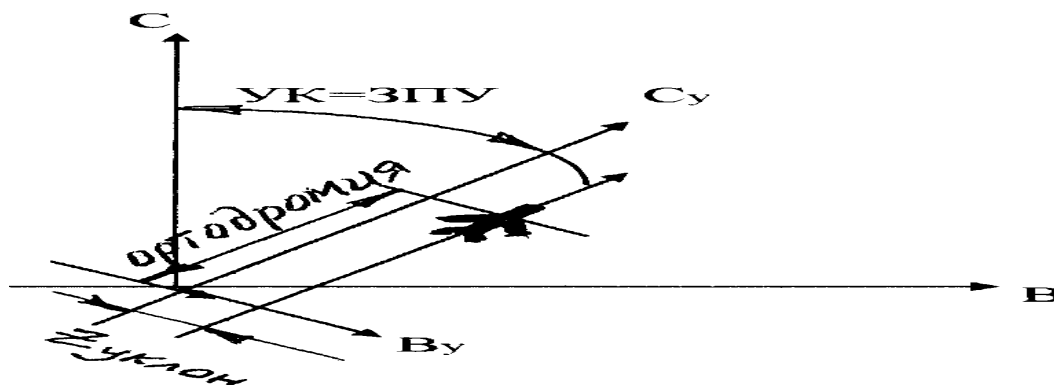


Рис. 1.41. К назначению и принципу действия НВУ-БЗ

В состав НВУ-БЗ входят:

- задатчик угла карты В-8М;
- задатчик путевых углов В-140;
- индикаторы—задатчики координат В-52 (2шт),
- пульт управления В-51,
- блок обработки 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 усилителей 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;

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 на блоке В-140 включается малая скорость и барабанчики счетчика поворачиваются «на нас». 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 ЗЛП. Значение— S на индикаторном блоке В-52 начинает уменьшаться, и счетчик

показывает, сколько осталось до первого поворотного пункта. Если есть боковое отклонение, то счетчик указывает значение Z . При отклонении вправо индицируется $+Z$, а $-Z$ закрыто шторкой и наоборот.

При полёте по маршруту НВУ-БЗ выдаёт в бортовую систему управления АБСУ-154 сигналы ЗПУ для индикации на приборе ПНП-1 бокового уклонения Z и производную от бокового уклонения $pZ = Wz = W \sin (\text{ОК} - \text{ЗПУ} + \text{УС})$ для формирования команд автоматического или полуавтоматического управления в режиме «НВУ».

НВУ-БЗ проверяют при включенных и проверенных на работоспособность системах ДИСС-ЗП, СВС-ПН-15-4, РБСН-2СА, ТКС-П2.

Для проверки НВУ-БЗ необходимо:

- включить АЗС на левой панели, а на пульте управления В-51—выключатель «Сеть».
- установить на пульте управления В-51 органы управления в положение «Отключено», на блоке В-57 величину поправки «град», равную нулю;
- высветить: лампу «Исправность» на пульте В-51.

Убедиться, что загорелись: табло «Самолет» и «Маяк» на первом (рабочем) блоке В-52, табло «Пункт» на втором (свободном) блоке В-52, табло «1» на блоке В-140.

Если на первом В-52 загорелось табло «Пункт», а на втором блоке В-52 - табло «Самолет» и «Маяк», то переключатель «ЛУР» перевести в положение «Принудит» и вновь вернуть его в положение «Откл».

Проверка в режимах счисления и преобразования координат.

Установить: - на первом блоке В-52 значение $Z = 0$, $S = -50$ км, на втором блоке В-52 $Z = 0$ и $S = 0$, - на счетчике «1» блока В-140 значение ЗПУ, равное стояночному курсу самолета, а на счетчике «II» значение ЗПУ, отличное от стояночного курса на 45° ; - на указателе УСВПк переключатель «Возд.—Пут» - в положение «Пут»; - на пульте управления ДИСС-ЗП переключатель «Суша—море» - в положение «Суша», а переключатель режимов работы - в положение «Контроль».

На указателе УСВПк должно индицироваться значение путевой скорости ($850 \div 890$ 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 должно отрабатываться значение $Z_{np} = S_{np} = -35 \pm 5$ км, а на первом блоке В-52 значение S уменьшаться со скоростью 14 км/мин. При $S = -7$ км загорается табло «Смена ЧО» на средней приборной доске, а при $S = -5$ км происходит переключение блоков В-52 и счетчиков на блоке В-140.

Проверка в режиме коррекции координат

- На задатчике угла карты В-8М установить значение ЗМПУ, равное значению азимута, индицируемого на приборе ППДА-Ш1; - на обоих блоках В-52 установить

$Z = S = 0$ и $z_m - s_m = 0$; - на пульте управления В-51 включить выключить «Коррекция». На пульте управления В-51 загорается лампа «Коррекция», на средней приборной доске загорается табло «Коррекция включена». На первом блоке В-51 отрабатывается значение $Z = 0$ и S , равное значению дальности, индицируемое прибором ППДА-Ш1.

Техническое обслуживание НВУ-Б3

На самолете производится внешний осмотр составных частей НВУ-Б3, проверка работоспособности, выявление и устранение отказов и неисправностей.

Техническое обслуживание НВУ-Б3 производится в лаборатории АиРЭО с применением проверочной аппаратуры КПА НВУ-Б3, вольтметра В3-13, осциллографа С1-34, ампервольтметра Ц-4317, секундомера СМ-61, а также необходимого инструмента и расходных материалов.

Техническое обслуживание ТКС-П2 заключается в выполнении следующих работ: - проверка внешнего состояния и смазка блоков; - проверка кнопочных устройств блоков В-52, В-140, В-57; - проверка контактности потенциометров в блоке В-52; - проверка инструментальной погрешности вычислителя НВУ-Б3.

При проверки инструментальной погрешности вычислителя НВУ-Б3 проверяются следующие параметры: - погрешность счисления пути ($\pm 1\%$ пройденного пути); - погрешность счисления координат самолета ($\pm 4,0\text{км}$); погрешность текущего преобразования координат ($\pm 1,5\text{км}$); - погрешность сигнала ЛБУ от текущего ЛЗП, выдаваемого в АБСУ-154 ($0,2\text{км} \pm 5\%Z$), - погрешность счисления скорости и направления ветра ($\pm 20\text{км/час}$, $\pm 24^\circ$)

Характерные отказы и неисправности НВУ-Б3. Таблица 1.18.

Внешние проявления и неисправности	Причина отказа
-Не переключается ЛУР ЧО1 на ЧО2 -Нет автоматической смены частной ортодромии -Неправильное счисление пути -Нет автоматического переключения блоков В-52 №1 на №2 и обратно	Отказ В-39
-Нет счисления по коррекции -Не переключается В-52 с первого на второй комплект	Отказ В-52
-Горит табло «Отказ НВУ» и «Нет резерва НВУ» -Горит табло «Нет резерва НВУ»	Отказ В-56
-Не задаются координаты от кнопок на В-51	Отказ В-51
-Не задаются координаты «S» на В-52	Отказ В-53
-Не происходит принудительного переключения от задатчика ЛУР	Отказ В-51
-Не осуществляется установка ЗПУ на В-140	Отказ В-140
-Колебание элеронов и траверсы РА-56 по крену при включенной автоматической стабилизации бокового канала	Отказ В-39 серии 04
-Нет автоматического управления ВС от СНС, не загорается лампа -кнопка «НВУ» при нажатии в режиме «СНС».	Отказ блока связи с СНС

1.27. Электронная система пилотажных приборов (EFIS)

Electronic Flight Instrument System (EFIS) является стандартной системой пилотажных приборов на всех моделях самолета В-737 серии.

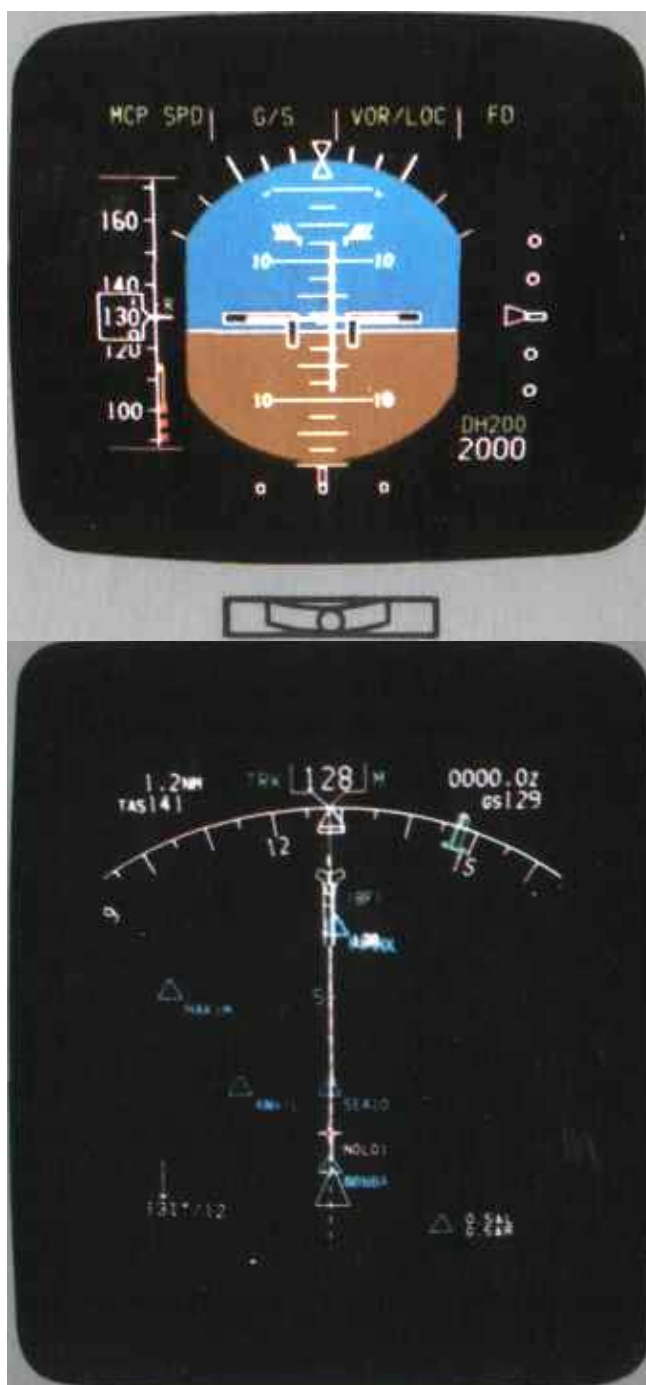


Рис. 1.42. Электронная система пилотажных приборов (EFIS)
Наверху - электронный индикатор EADI, внизу электронный индикатор EHSI

EFIS заменила электромеханические индикаторы директорного авиагоризонта (ADI) на электронный индикатор директорного авиагоризонта electronic attitude director indicator (EADI) и электромеханические индикаторы горизонтального положения (HSI) на электронный индикатор горизонтального положения electronic horizontal situation indicator (EHSI).

Электронный директорный авиагоризонт (EADI) показывает вычисленную воздушную скорость и число М от системы воздушных данных, а также крен и тангаж, положение командных планок директорного пилотирования и отклонений от курсового радиомаяка и глиссады, выводит также путевую скорость, радиовысоту, высоту принятия решения, команду TCAS по тангажу и статус подготовки/включения в работу режима автомата тяги и режимов по крену и тангажу автопилота/директорного пилотирования.

EADI получает число М, вычисленную воздушную скорость и истинную воздушную скорость от компьютера воздушных данных (ADC) в виде видеосигналов и символов. Индикация воздушной скорости состоит из калиброванной белой ленточной шкалы воздушной скорости и цифрового представления текущей воздушной скорости. Число М показывается в цифровом виде белыми цифрами ниже ленточной шкалы. Индикация появляется, когда число М больше или равно 0,40 и снимается, когда число М меньше, чем 0,38. На земле в стационарном положении самолета ADC предоставляет минимальную вычисленную воздушную скорость 45 узлов. Это значение индицируется на ленточной шкале скорости. Индикация числа М ниже значения 0,40 М отсутствует. Когда слово данных воздушной скорости или числа М из ADC недостоверно или когда во время пребывания самолета в воздухе вычисленная воздушная скорость меньше, чем 50 узлов, соответствующая индикация снимается и появляется желтый флажок

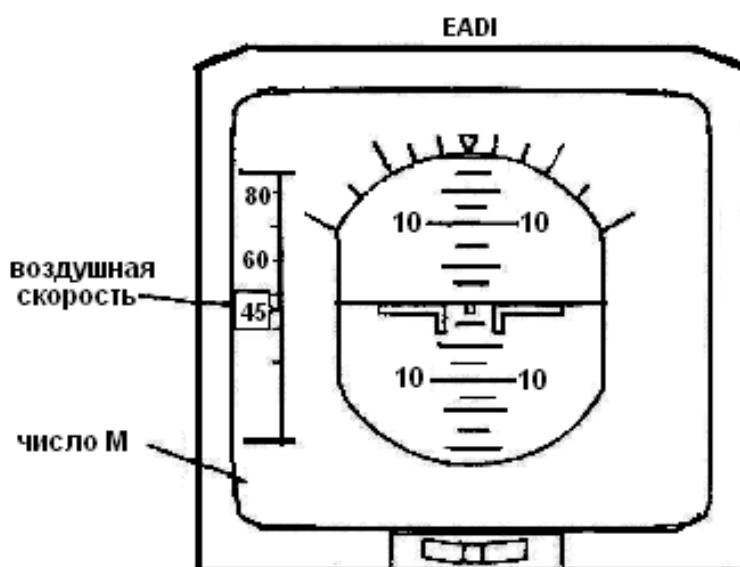


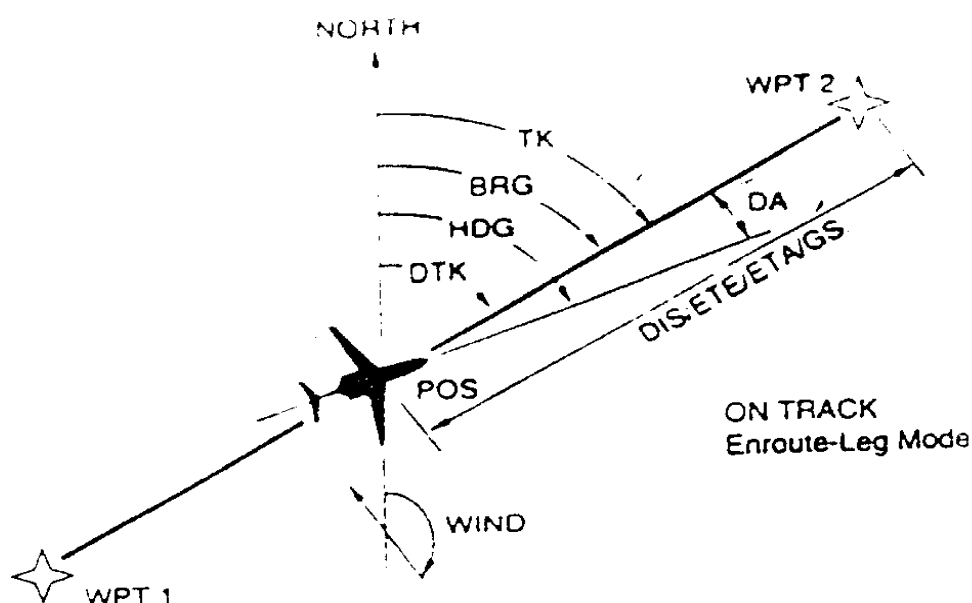
рис. 1.43. Нормальная индикация на земле

EHSI предусматривает следующие режимы вывода на экран (форматы): Карта (MAP), центрированная карта (CENTER MAP), план (Flight PLAN), навигация (NAV) и система радионавигации и захода на посадку по приборам (VOR/ILS) увеличенный и полный лимб картушки компаса. Режимы VOR/ILS выводят отклонения VOR, LOC (курсовой радиомаяк) и глиссады, а также расстояние по дальномерно-измерительному оборудованию (DME). Информация о маршруте FMCS выводится в других режимах. Режим работы устанавливается на панели управления EFIS.

1.28. Эксплуатация спутниковой навигационной системы KLN-90B

Спутниковая навигационная система (CHC) (GPS - Global Position System) модели KLN-90, KLN-90A, KLN-90B фирмы Allied Signal (далее по тексту KLN-90B) служит для определения текущих географических координат (широты, долготы и высоты) местоположения самолета при работе в зоне действия американских навигационных искусственных спутников Земли - NAVSTAR и отображения навигационной информации на дисплее пульта-вычислителя. KLN-90B. Установлена на борт самолета Ту-154М как средство зональной навигации при полетах в системе BRNAV Европейского региона.

KLN-90B определяет с точностью до 10 метров местоположение самолета в любое время года и суток, в любой точке Земного шара и вычисляет географические координаты самолета, расстояние, азимуты, путевые углы, время полета и другие навигационные параметры, представленные на рисунке 1.54, а также обеспечивает экипаж наглядной информацией о плане полета самолета, высоте эшелонирования.



- TRACK – фактическая линия пути (ФЛП);
- POS (AIRCRAFT POSITION) – место самолета (МС);
- WPT (WAYPOINTS) – промежуточный пункт маршрута (очередной, следующий) (ППМ);
- N (NORTH)– север истинный; W (WIND) – вектор ветра;
- DTK (DESIRED TRACK ANGLE) – заданный путевой угол (ЗПУ);
- TK (TRACK ANGLE)– фактический путевой угол (ФПУ);
- BRG – азимут (ЗПУ) на ППМ; HDG (HEADING) – курс (Ψ);
- DA (DRIFT ANGLE) – угол сноса (УС);
- DIS (DISTANCE) – дальность до ближайшего маяка VOR (в NM - морских милях, 1NM =1852м); ETE – время полета на ППМ (в часах и минутах);
- GS – путевая скорость (в KT- морских узлах, 1 KT=1,852км/час).

Рис. 1.44. Навигационные термины

Разрешено систему KLN-90B эксплуатировать только на маршруте и в зоне аэродрома с периодическим контролем местоположения самолета по другим штатным системам.

Спутниковая система навигации является чисто приемной системой. Для определения своего местоположения система рассчитывает дальность до спутников системы NAVSTAR.

NAVSTAR — это 24 низколетящих навигационных спутника, вращающихся вокруг Земли на круговых орбитах с периодом в 12 часов на высоте 20200 км. Спутники расположены в 6 различных плоскостях по 4 спутника в каждой, имеющих наклон к экватору 55° . Расчет системой KLN-90B дальности до спутников осуществляется путем замера задержки распространения сигналов до спутников, находящихся в зоне видимости. Регистрируя время прохождения радиосигнала, зная скорость его распространения, можно определить расстояние до источника излучения.

При этом, для вычисления координат местоположения самолета, системе необходимо принимать сигналы как минимум от четырех спутников (или три спутника и информация от баровысотомера). Три спутника необходимы для определения положения в трехмерном пространстве и один - для минимизации ошибки, вносимой не синхронностью часов приемника и спутников. Синхронизация часов спутников и системы необходима для точного расчета дальности. На спутники устанавливаются атомные часы, имеющие точность около одной наносекунды. Поэтому, первое, что делает система — это синхронизирует свои часы с часами принимаемого спутника. Для корректировки хода часов навигационных приемников используются специальные алгоритмы обработки сигналов, одновременно поступающих от 4-х спутников.

Итак, для определения местоположения системе достаточно принимать сигналы от четырех спутников. Обычно в зоне видимости находится большее количество спутников (до восьми). Из принимаемых спутников система автоматически выбирает четыре, обеспечивающих решение геометрической задачи определения местоположения с максимальной точностью, а остальные использует для минимизации ошибки и расчета ее максимальной величины.

Навигационные сигналы излучаются спутниками на двух рабочих частотах: 1575,42 МГц и 1227,60 МГц. При прохождении радиосигнала через ионосферу и тропосферу скорость его распространения уменьшается, что приводит к ошибкам вычисления расстояния до спутника. Существенное влияние оказывают также различные атмосферные явления, вызывающие интерференцию и дифракцию сигналов. Для уменьшения погрешностей, связанных с влиянием ионосферы, навигационные приборы принимают сигналы в обоих диапазонах. Специальные алгоритмы обработки радиосигналов и конструкция антенн позволяют свести к минимуму влияние перечисленных источников ошибок.

Система может устанавливаться в минимальной конфигурации, то есть автономно, и может быть сопряжена с АБСУ и системой СРПБЗ.

Для выдачи в KLN-90B абсолютной высоты полета устанавливается на борт самолета датчик высоты SSD-120-42, который выдает значение высоты в виде

кода Грея.

Диапазон рабочих высот датчика высоты SSD-120-42: от –10000 до 42000 футов.

Точность датчика высоты - 50 футов в диапазоне высот от 10000 до 30700 футов и +100 футов от 30800 футов и выше.

Система KLN-90B может хранить в памяти до 25 планов полета плюс один активный план полета. Каждый план полета может включать до двадцати ППМ. Планы нумеруются от 0 до 25 (FPL 0, FPL 1, ... FPL 25).

В автономный комплект системы KLN-90B входят следующие блоки:

- 1) блок антенный КА-92;
- 2) моноблок пульт-вычислитель;
- 3) вентилятор обдува КА-33.

На средней приборной доске устанавливаются светосигнализаторы WPT (ППМ) и MSG (СООБЩЕНИЯ)

Моноблок пульт-вычислитель включает в себя приемник спутниковых сигналов и компьютер, обеспечивающий работу дисплея и органов управления блока, а также сигнализатора и других устройств (если таковые подключены к блоку). Со стороны задней стенки блока устанавливается сменный катридж с навигационной базой данных Джемсен.

Антенна КА-92 представляет из себя ленточную антенну со встроенным усилителем. Питание усилителя осуществляется по высокочастотному кабелю.

Вентилятор КА-33 обеспечивает теплообмен внутри блока KLN-90B.

Сигнализатор EATON представляет из себя патрон на четыре 28-ми вольтовые лампы с светофильтром и трафаретами. Реально, на данном этапе, используются только две лампочки "MSG" (сообщение) и "WPT" (поворотный пункт маршрута).

Электропитание системы KLN-90B и вентилятора КА-33 осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27В через выключатель на пульте управления "KLN-90B0B.

Датчик высоты SSD-120-42 подключен к системе статическое давления правого пилота и выдает значение барометрической высоты в виде кода Гелхем-Грея в спутниковую систему навигации KLN-90B.

Блок связи БС СНС-2 предназначен для сопряжения KLN-90B с АБСУ-154-2 и обеспечивает автоматическое самолетовождение по маршруту, по сигналам KLN-90B или НБУ-БЗ.

Блок БС СНС-2 принимает сигналы от системы KLN-90B и от ТКС-П2. Формирует сигналы управления АБСУ. Обеспечивает работу навигационного оборудования в режимах «НБУ» и «СНС».

На лицевой панели пульта-вычислителя (ПВ) расположены следующие органы управления и индикации:

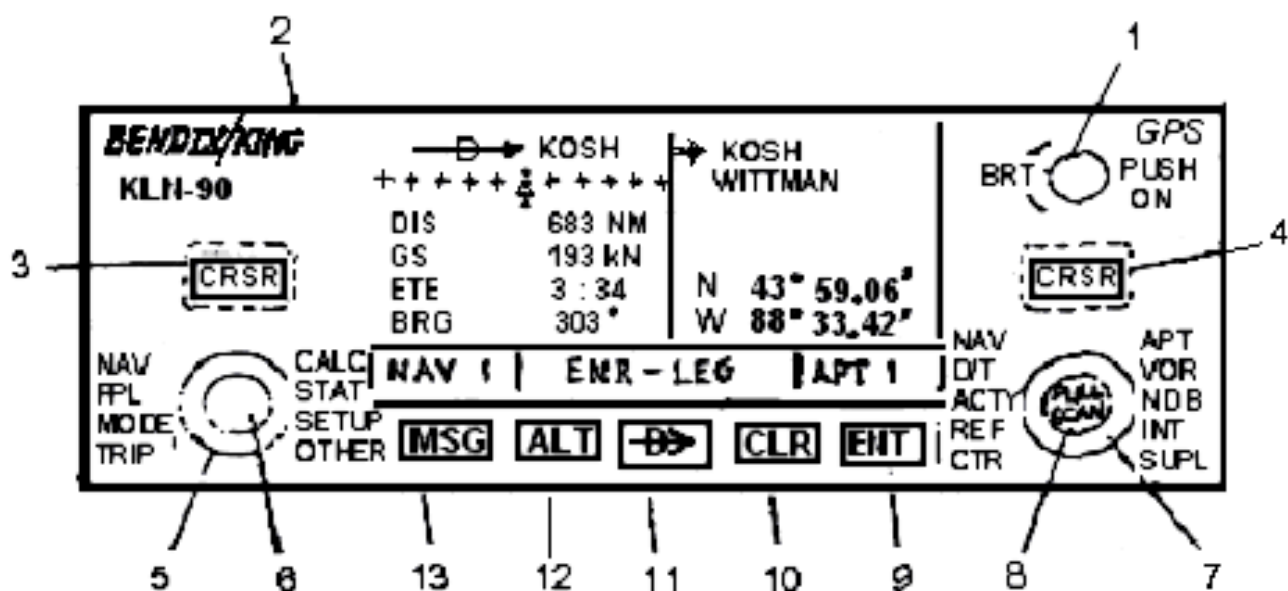


Рис. 1.45. Внешний вид органов управления KLN-90B

1. Ручка ПИТАНИЕ/ЯРКОСТЬ (BRT) - предназначена для включения и регулировки яркости изображения на экране.

2. Экран - предназначен для индикации всей информации, выдаваемой системой KLN-90.

3. Левая кнопка вызова курсора на экран - (CRSR).

4. Правая кнопка вызова курсора на экран - (CRSR).

5. Левая внешняя ручка - предназначена для выбора типа страницы, а также перемещения курсора по полю страницы на экране пульта-вычислителя.

6. Левая внутренняя ручка - предназначена для выбора номера страницы, а также записи букв и цифр на страницах экрана.

7. Правая внешняя ручка - предназначена для выбора типа страницы, а также перемещения курсора по полю страницы на экране пульта-вычислителя.

8. Правая внутренняя ручка - предназначена для выбора номера страницы, а также записи букв и цифр на страницах экрана.

9. Кнопка ENT- предназначена для ввода введенной информации в память KLN-90.

10. Кнопка CLR - предназначена для отмены ранее введенного значения или режима.

11. Кнопка D→ - предназначена для вызова режима "Направить НА".

12. Кнопка ALT- предназначена для вызова страницы высоты (Altitude)

13. Кнопка MSG- предназначена для вызова страницы сообщений.

В картридже, вставляемом в KLN-90 с тыльной стороны, размещается база данных аэронавигационную информации для всего мира. Она содержит полную информацию по всем маякам VOR, приводным радиомаякам NDB, о минимальных безопасных высотах (MSA), аэропортах, частотах связи, ВПП, пересечениях, частотах станций обслуживания полетов и областях воздушного пространства особого использования. Вместо ручного ввода широты и долготы ППМ база данных позволяет ввести их автоматически по коду ППМ.

Дополнительно к стандартной базе данных можно ввести до 250 навигационных точек вручную, создав новые маршруты.

Система KLN-90 обеспечивает навигацию по всему Земному шару от 74° северной широты до 60° Южной широты. Вне этой области магнитное склонение должно вводиться вручную. В приборе KLN-90 применена катодно-лучевая трубка.

Аэронавигационная информация представляется на экране в форме "страниц". Страница представляет собой набор данных в определенном формате. Для отображения различных типов данных используются различные типы страниц. Экран при отображении разделяется на несколько сегментов. Обычно, когда экран разделен на пять сегментов, KLN-90 отображает одновременно две страницы. Эти страницы расположены в правом и левом верхних сегментах.

Вращением левой внешней ручки можно выбрать одну из восьми типов страниц для левой части экрана.

Типы страниц левой части экрана. Таблица 1.19.

Код страницы	Положение ручки	Название страницы	Номер страницы
TR1	TR1P	Планирование полёта	0 - 6
MOD	MODE	Режим	1 - 2
FPL	FPL	План полёта	0 - 25
NAV	NAV	Навигация	1 - 5
CAL	CALC	Калькулятор	1 - 7
STA	STAT	Состояние	1 - 4
SET	SETUR	Установка	0 - 9
OTH	OTHER	Другие	1 - 4

Вращением правой внешней ручки можно выбрать одну из десяти типов страниц для правой части экрана.

Типы страниц правой части экрана. Таблица 1.20.

Код страницы	Положение ручки	Название страницы	Номер страницы
CTR	CTR	Центральный ППМ	1-2
REF	REF	Опорный ППМ	Нет
ALT	ALTV	Активный ППМ	*
D/T	D/T	Дальность/Время	1-4
NAV	NAV	Навигация	1-5
APT	APT	Аэропорт	1-6
VOR	VOR	Радиомаяк VOR	Нет
NDB	NDB	Приводная радиостанция	Нет
INT	INT	Сечение	Нет
SUP	SUPL	Дополнительный ППМ	Нет

* - меняется с типом ППМ в активном плане полёта

Страницы сообщений

Страницы сообщений предназначены для предупреждения экипажа о неисправностях системы или необходимости принятия срочных мер.

При наличии в системе срочных сообщений на экране пульта-вычислителя появляется и начинает мигать символ **MSG**. Одновременно начинает мигать сигнальное табло **MSG** на приборной доске. Для вызова на экран информации необходимо нажать кнопку **MSG**. При этом сигнальное табло **MSG** перейдет в режим постоянного горения, показывая этим, что последнее сообщение находится в памяти и может быть возвращено повторным нажатием кнопки **MSG**. Если все сообщения не могут быть представлены на одной странице, повторные нажатия кнопки **MSG** приведут к представлению оставшейся информации.

Сигнальное табло **MSG** не горит, если в памяти системы нет ни одного сообщения.

Страницы навигации

Страницы навигации содержат информацию, относящуюся непосредственно к навигационным возможностям системы.

База данных имеет 5 навигационных страниц.

В отличие от других страниц, эти страницы могут быть выбраны и просмотрены как в правой, так и в левой части экрана.

Определение статуса сигналов GPS

Страницы STA 1 и STA 2 могут быть вызваны в любое время для определения статуса приемника и принимаемых спутников сигналов GPS.

Отображаемая информация включает данные о том, какие спутники отслеживаются, о состоянии спутников, об отношении сигнал/шум для каждого из спутников, о возвышении каждого спутника над горизонтом и об ошибке расчетного положения. По статусу сигналов спутников можно оценить состояние приемной антенны GPS навигаторов.

Приемник GPS сигналов системы KLN-90 может использовать сигналы до восьми спутников для определения их положения. Правильное положение может быть определено при использовании сигналов от четырех спутников.

Если используются более четырех спутников, то появятся несколько страниц типа STA 1.

Поиск спутников может длиться до 20 минут;

- принимаемые спутники GPS (SU) отображаются в левом столбце.

У каждого спутника есть свой номер.

Звездочка (*) слева от номера спутника показывает, что данный спутник не используется при вычислении положения при навигации.

- Состояние спутника дается справа от его номера.

Оно передается самим спутником:

пробел - хорошее состояние, - плохое состояние аппаратуры, W - сниженная работоспособность.

STATE		NAV
SU	SNR	ELE
02	40	11°
11	42	47°
16	36	06°
103	33	65°
STA +1		

19	46	59°
28	45	43°
STA +1		

Рис. 1.46. Страницы STA-1

- статус GPS дается на первой строке:

NAV - навигация,	высоты,
INIT - инициализация,	NAV D - навигация со сбросом
SRCH - поиск спутников в небе,	данных,
ACQ - захват,	DEGRD - навигация с
TRAN - переход,	деградацией положения,
NAV A - навигация с помощью	FAIL R. - отказ приемника.

- Отношение сигнал/шум (SNR) отображается в среднем столбце и указывает на мощность сигнала спутника. Для навигации приемлемо SNR от 35 до 55.

- Возвышение над горизонтом (ELE) дается в правом столбце и принимает значения от 5 до 90 градусов.

На странице STA 2 дается оценка вычисляемого положения в морских милях.

Эта ошибка зависит от числа принимаемых спутников, мощности сигналов GPS и геометрического положения спутников, используемых для навигации.

Проверка системы KLN-90B в режиме “САМОКОНТРОЛЬ”

1. Нажмите кнопку “PUSH ON/BRT” (Включение/яркость) на лицевой панели пульта-вычислителя KLN-90B. (Выключение блока производится вытягиванием этой кнопки на себя).

2. После нескольких секунд прогрева внизу на экране блока высветится страница “TURN ON” (Включения) со словами “SELF TEST IN PROGRESS” (Выполняется самоконтроль). Через некоторое время система перейдет к странице “Self Test” (Самотеста), на которой с правой стороны будет отображаться дата и время. Вращением ручки “BRT” (яркость) установите требуемую яркость свечения экрана блока.

3. Убедитесь, что дата, время и баровысота на экране отображаются правильно. Если дата и время неправильны, вращайте правую внешнюю ручку до перемещения курсора на поле даты. Вращая правую внутреннюю ручку и последовательно перемещая курсор, установите правильные день месяц и

последние две цифры года. После набора даты нажмите кнопку “ENT”.

Аналогичным образом установите текущее время UTC с точностью до ± 10 минут.

4. Убедитесь, что информация, представленная на левой стороне страницы самоконтроля, правильная и что в левом нижнем углу высвечивается “ANNLTN ON” (При этом загораются сигнализаторы “MSG” и “WPT”). Если высвечивается “TEST FAIL”, то система KLN-90B не прошла встроенного самоконтроля и не должна использоваться для навигации.

5. Используя правую внешнюю ручку, установите курсор на поле “APPROVE” (Подтвердить) и нажмите “ENT”.

6. На дисплее отобразится страница Базы Данных, на которой отображается срок действия базы данных. Истечение срока действия базы данных не влияет на работоспособность системы KLN-90B. Нажмите кнопку “ENT” для подтверждения страницы Базы Данных,

7. Вращая левую внешнюю ручку, установите страницу “SET”. Левой внутренней ручкой выберите страницу “SET 1” и убедитесь, что начальные координаты соответствуют местоположению самолета.

8. Учитывая, что система KLN-90B сохраняет данные местоположения самолета в памяти при отключении питания, обычно инициализация местоположения при повторном включении системы не требуется. При необходимости инициализацию можно произвести двумя способами:

- Нажмите левую кнопку “CRSR”. Курсор появится в поле “VPT”.

Используя левые ручки, наберите в поле курсора позывные ближайшего известного аэронавигационного средства (аэропорт, ПРС, VOR и др) в радиусе 60 морских миль. При этом внутренней ручкой выбирается символ, а внешняя перемещает курсор от символа к символу. Нажмите кнопку “ENT”. Если набранный позывной есть в базе данных, то он отобразится в правой части экрана. Нажмите кнопку “ENT”, при этом курсор переместится на слово “CONFIRM” (Подтвердить). Еще раз нажмите кнопку “ENT”, при этом произойдет выставка координат выбранного навигационного пункта.

- Если выставка координат невозможна по вышеуказанному способу, то необходимо выставить их путем ввода известных координат на странице “SET 1”. Переместив курсор на поле широты, введите ее и нажмите кнопку “ENT”. При этом курсор перейдет на поле долготы. Введите долготу и нажмите “ENT”. Нажмите еще раз “ENT” для подтверждения ввода.

9. После выставки начальных координат, выберите сначала внешней, а затем внутренней ручками страницу “STA 1”, на которой отображается информация по работе со спутниками. Если звездочка, находящаяся рядом с номером спутника, пропала, это значит, что система KLN-90B захватила спутник. Если ни одной звездочки в течение 5 минут не пропала, то вероятнее всего произошел отказ антенны. Левой внешней и внутренней ручками установите страницу “NAV 2”. Когда система определится, на этой странице появятся координаты местоположения - система прошла полную стадию контроля. Максимальное время определения системой координат местоположения

самолета не должно превышать 20 минут.

10. При появлении на дисплее мигающего бленкера “MSG”, нажать кнопку “MSG” для просмотра сообщений.

Система KLN-90B и датчик SSD-120-42 эксплуатируются по состоянию методом ТЭО. Система KLN-90B содержит небольшое количество блоков, кроме того основной блок – пульт-вычислитель имеет мощную систему встроенного самоконтроля (ВСК), включающую контроль подсоединенных к нему устройств, поэтому поиск неисправностей не составляет большого труда. Тем не менее есть ряд моментов, на которые необходимо обратить внимание. Несмотря на встроенную систему контроля, пульт-вычислитель не может продиагностировать антенну и ВЧ кабель, а также вентилятор.

Характерные признаки неисправности системы KLN-90B. Таблица 1.21.

Проявление неисправности	Дополнительный признак	Необходимые действия
1. Нет свечения дисплея KLN -90B	Питание системы включено и яркость свечения пульта-вычислителя выведены на максимум ручкой PUSH ON/BRT	Включить АЗСГ-5 на панели АЗС.
. На дисплее пульта-вычислителя высвечивается MSG и мигает табло MSD	На пульте-вычислителе кнопку MSG - нажать. на дисплее высвечивается сообщение: BATTERY LOW: SERVICE REQUIRED TO PREVENT LOSS OF USER DATA DATA BASE CHEKSUMERR EE FROM FALLURE: IC-EXTERNAL D-BAR INVALID NO RCVR DATA CHECK MSG ANNUCIATOR CHECK WPT ANNUCIATOR	Замените внутреннюю батарею системы KLN-90B (в пульте-вычислителе) в недельный срок. Замените картридж (отказ базы данных картриджа). Выключите систему KLN - 90B (не проходит тест-контроль) Проверить в условиях АТБ. Выключить систему KLN-90B (отказ системы). Проверить в условиях АТБ. Устранить причину заменой табло Т2 или устранить неисправность в подводящих проводах.

1.29. Эксплуатация системы предупреждения столкновений TCAS-2000

Бортовая система предупреждения столкновений TCAS-2000 (TCAS - traffic alert and collision avoidance system) фирмы *HONEYWELL* или *L-3 Communications* является вспомогательным средством, позволяющим избежать столкновения с самолетом – нарушителем. TCAS предназначена для обнаружения оборудованных международными ответчиками УВД воздушных судов, находящихся в зоне действия системы, отображения их на индикаторах в виде символов и выдачи экипажу рекомендаций на выполнение маневров в вертикальной плоскости для предупреждения столкновений.

Обнаружение ВС и разрешение конфликтных ситуаций осуществляется путем кодированного запроса бортовых ответчиков этих ВС, приема ответных кодовых импульсных сигналов, цифровой обработки полученных ответных сигналов компьютером TCAS и выдачи информации на индикаторы вертикальной скорости и воздушной обстановки.

В состав TCAS, установленной на борту, входят:

- 1) аппаратура TCAS. в том числе:
 - вычислитель (Computer Unit) RT-950 на раме;
 - два дисплея - индикатора вертикальной скорости и воздушной обстановки VSI/TRA (RA/TA DISPLAY);
 - два блока измерителя-преобразователя вертикальной скорости (PTM);
 - верхняя и нижняя направленные антенны (Directional Antenna);
- 2) аппаратура адресного ответчика RBS в режиме S, в том числе:
 - ответчик (Mode S Transponder) XS-950 на раме;
 - верхняя и нижняя всенаправленные антенны ответчика (Antenna);
- 3) пульт управления (Control Panel).

Дополнительно на борту установлен громкоговоритель ЗГДШ-22 для выдачи экипажу сообщений TCAS.

Для связи с TCAS штатные радиовысотомеры РВ-5М заменены на доработанные высотомкры РВ-5МД.

Включение системы TCAS:

- 1) включить сопряженные с TCAS самолетные системы: РВ-5МД №1 и №2, ВБЭ №1 и №2, ССОС, СПУ, СГУ;
- 2) включить автомат защиты АЗСГК-5 на панели АЗС левой: TCAS Ответчик Вычислитель;
- 3) включить на верхнем электрощитке выключатели ВГ-15К TCAS Вычислитель, TCAS Ответчик и выключатели В-200К ВАР лев., ВАР прав.;
- 4) переключатель режимов на пульте управления установить в положение ТА ONLY или ТА/РА.

ВНИМАНИЕ. 1. НА САМОЛЕТЕ РЕАЛИЗОВАНА АВТОМАТИЧЕСКАЯ БЛОКИРОВКА (ВЫКЛЮЧЕНИЕ) ОТВЕТЧИКА СО-72М ПРИ ВКЛЮЧЕНИИ СИСТЕМЫ TCAS.

Система TCAS выдает следующую визуальную и звуковую информацию:

- на индикаторы VSI/TRA в виде символов и цифр выдается визуальная информация об относительной высоте, тенденции ее изменения и степени угрозы конфликтных самолетов.

- выдается рекомендация по разрешению конфликтной ситуации для вертикального маневра самолета в виде запрещенных (красных секторов) и разрешенных (зеленых секторов) значений вертикальной скорости;

- на дополнительно установленный динамик KBC выдаются сообщения на английском языке с предупреждающей информацией и рекомендациями по выполнению маневров в вертикальной плоскости.

Дисплей VSI/TRA представляет собой сочетание трех индикаторов:

- электронного вариометра - VSI (Slip indicator or inclinometer) со шкалой ± 30 м/с;

- командного индикатора - RA (Resolution advisory) системы TCAS, на который, в случае необходимости, выдается команда на выполнение требуемого вертикального маневра самолета (в виде сектора зеленого цвета, обозначающего рекомендуемый диапазон вертикальной скорости), а также предупреждающая сигнализация о запрещенном диапазоне вертикальных скоростей (в виде соответствующего сектора красного цвета);

- индикатора воздушной обстановки ТА, на котором отображается информация о каждом обнаруженном самолете (степень опасности, дальность, азимут и высота относительно своего самолета).

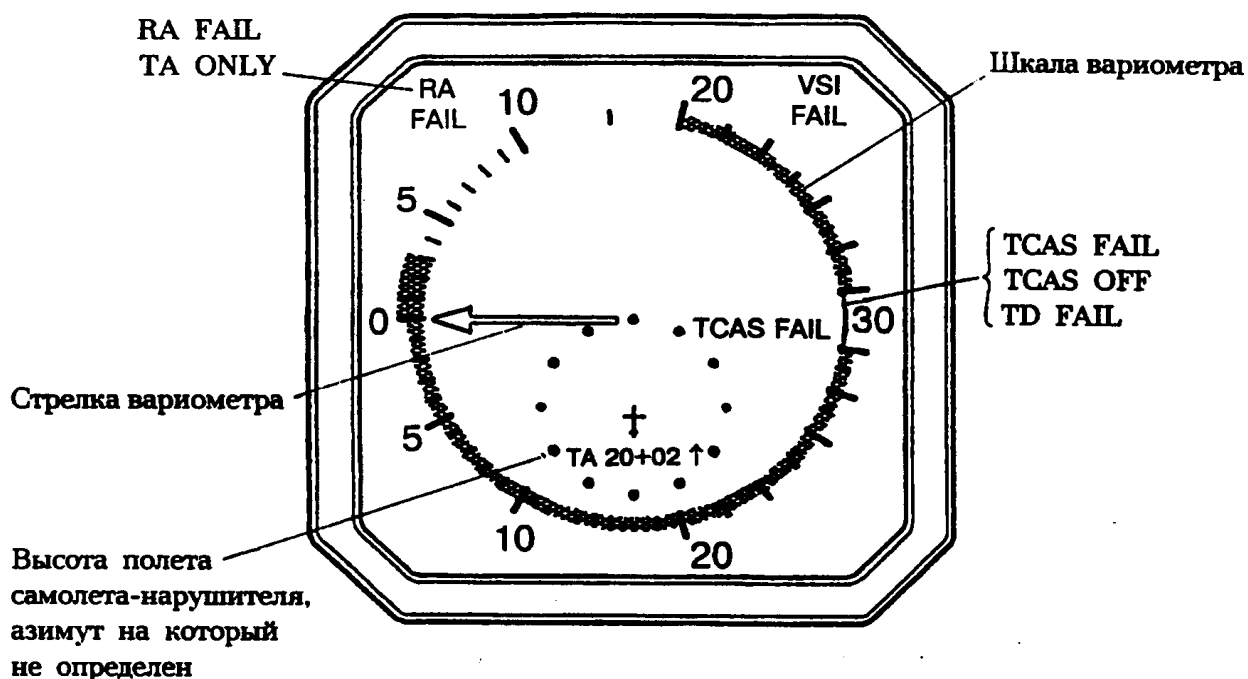


Рис. 1.47. Дисплей VSI/TRA

Пульт управления

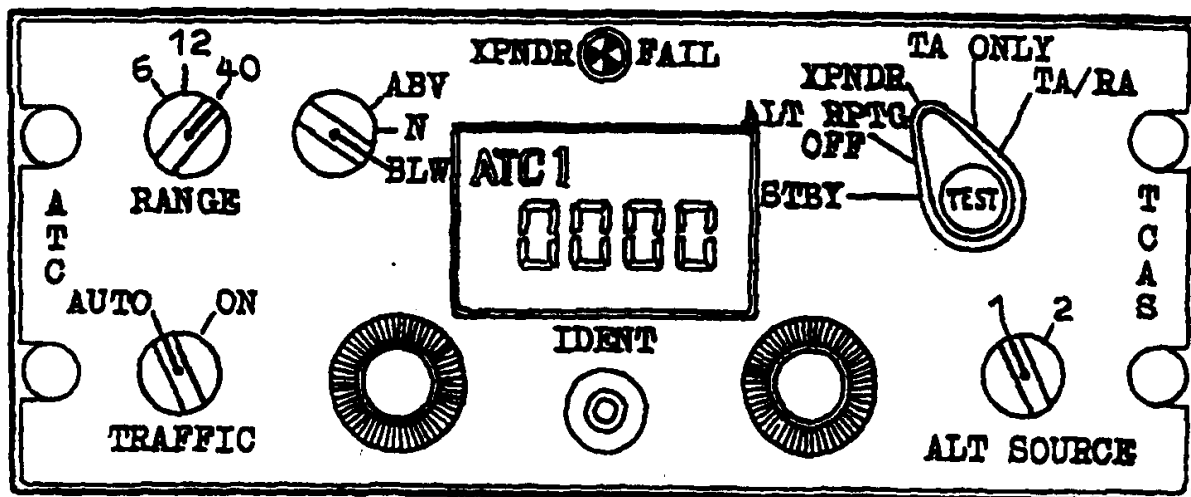


Рис. 1.48. Пульт управления TCAS

На лицевой панели пульта размещены следующие органы управления и индикации:

- STBY-ALT RPTG OFF-XPNDR-TA ONLY-TA/RA - переключатель режимов работы;

- TEST - кнопка включения тестового контроля;

- IDENT - кнопка включения режима опознавания ответчика УВД;

- ALT - SOURCE - переключатель для подключения датчиков барометрической высоты /в положении 1 подключен к ответчику высотомер ВБЭ-2 командира воздушного судна, в положении 2 подключен к ответчику ВБЭ-2 второго пилота/;

- RANGE - переключатель диапазонов индикации по дальности (6, 12 или 40 NM –морских миль);

- TRAFFIC - переключатель режимов индикации; В режиме **AUTO** - на экране в дежурном режиме нет символа своего самолета и отметок о СН до появления сигналов о них; **ON** - на экране постоянно находится символ своего самолета с окружностью 2 NM. Примечание: 1NM (морская миля = 1852м.

- ABV - N - BLW - переключатель отображения границ воздушного пространства в вертикальной плоскости;

- концентрические ручки набора четырехзначного кода ответчика;

- ATC - 1 - окошко индикации набранного четырехзначного кода ответчика;

- XPNDR FAIL - лампа сигнализации отказа ответчика.

При помощи органов управления задаются следующие режимы работы системы TCAS:

- 1) **Режим STBY** (резерв).

В режиме STBY осуществляется предварительное включение системы TCAS в резерв.

- 2) **Режим ALT RPTG OFF** (ответчик в режиме высота выключена).

В режиме ALT RPTG OFF система TCAS находится в резерве, а ответчик XS-950 отвечает на запросы в режимах RBS и S без выдачи информации о текущей

барометрической высоте.

3) **Режим XPNDR** (ответчик в режиме высота включена).

В режиме XPNDR вычислитель находится в резерве, а ответчик функционирует в полном объеме.

4) **Режим TA ONLY** (только режим TA).

В режиме TA ONLY ответчик работает аналогично режиму XPNDR. а система TCAS начинает поиск, отслеживание, отображение и классификацию степеней опасности самолетов, при этом рекомендации по разрешению конфликтной ситуации не выдаются.

5) **Режим TA/RA** - режим обнаружения самолетов нарушителей (TA) и выдачи рекомендаций по разрешению конфликтных ситуаций (RA). (TA – Traffic Advisory, RA - Resolution Advisory).

Режим TA/RA является основным режимом работы системы TCAS.

6) **Режим TEST** (контроль).

Тестирования производится нажатием кнопки «TEST» на пульте управления.

Классификация степени опасности. Таблица 1.22.

№ п/п	Группа опасности	Обозначение на индикаторе	Условия классификации			Примечание
			Разность высот, ft	Дальность	Расчетное время до встречи	
1.	"НЕОПАСНО" "OTHER TRAFFIC"	Синий цвет  -17 (-1700 ft)	более ± 1200	>6NM (>11,3 км)		Незакрашенный ромб
2.	"БЛИЗКО" "PROXIMITY TRAFFIC"	Синий цвет  -10 (-1000 ft)	до ± 1200	>6NM (>11,3 км)		Закрашенный ромб
3.	"ВОЗДУШНАЯ ОБСТАНОВКА" "TRAFFIC ADVISORY"	Желтый цвет  -09 (-900 ft)	<850		20 - 48 с	Закрашенный круг
4.	"ОПАСНО" "RESOLUTION ADVISORY"	Красный цвет  06 (-600 ft)	<700		15 - 35 с	Закрашенный квадрат

В зависимости от степени опасности столкновения самолеты классифицируются по группам. Каждая группа опасности обозначается своим символом определенного цвета, около которого индицируется значение разницы высот полета (в сотнях футов) относительно своего самолета и указывается стрелкой тенденция изменения высоты полета конфликтного самолета. При выявлении системой TCAS другого самолета группы "Опасно" и работе в режиме TA/RA на индикаторы VSI/TRA выдается команда на выполнение требуемого

вертикального маневра самолета и запрещение других опасных маневров, а в динамик КВС выдается речевая команда на английском языке с указанием опускаться или подниматься. Корректирующая речевая команда выдается одновременно с командой на индикатор для выполнения соответствующего вертикального маневра, а превентивная речевая команда выдается в случае, когда надо привлечь внимание (TRAFFIC, TRAFFIC) или когда самолет уже выполняет требуемый вертикальный маневр.

Контроль работоспособности

Для контроля работоспособности системы предусмотрены постоянный встроенный контроль и тестовый кратковременный контроль.

Постоянный встроенный контроль функционирует в течение всей работы системы и, в случае выявления отдельных неисправностей, включает соответствующую сигнализацию:

1) на дисплее VSI/TRA: - бленкер VSI FAIL - при отказе вариометра; - бленкер RA FAIL - при отказе режима TA/RA; - бленкер TCAS FAIL - при отказе системы TCAS или сопряженных с ней систем; - бленкер TCAS OFF - при включении режима STBY или XPNDR; или при отказе сопряженных с TCAS систем;

2) на пульте управления: - горит красная лампа XPNDR FAIL - при отказе ответчика системы или CBC.

Тестовый кратковременный контроль начинается при нажатии кнопки TEST на пульте управления после включения электропитания системы TCAS и связанных с ней других систем.

Цикл тестового контроля осуществляется автоматически в следующем порядке:

1) на пульте управления:

- на короткое время (~ 1 секунду) в окошке индикации набранного кода появляется код PASS; - лампа отказа XPNDR FAIL загорается на - 1 секунду, затем гаснет;

2) на дисплее фирмы *L-3 Communications* (см. рис. 1.55 справа).

- слева сверху отображается сообщение TCAS TEST;
- рядом со шкалой вертикальной скорости отображается тестовый рисунок: красная дуга от +10 до +30 м/с и от 0 до -30 м/с, зеленая дуга от 0 до +3 м/с;
- тестовый рисунок воздушного движения:

нарушитель, вызвавший выдачу рекомендаций RA (сплошной красный квадрат), расстояние 2 морские мили, пеленг +90° и с относительной высотой +02 (+200 футов), отображаемой над символом нарушителя;

нарушитель, вызвавший выдачу уведомления о встречных ВС (сплошной желтый кружок), расстояние 2 морские мили, пеленг -90° и с относительной высотой -02 (-200 футов), отображаемой под символом нарушителя, с направленной вверх стрелкой, справа от символа нарушителя;

нарушитель в опасной близости (сплошной сине-зеленый ромб), расстояние

3,6 морских миль, пеленг $+35^\circ$ и с относительной высотой -10 (-1000 футов), отображаемой под символом нарушителя, с направленной вниз стрелкой, справа от символа нарушителя;

прочий нарушитель (незаполненный сине-зеленый ромб), расстояние 3,6 морских мили, пеленг -35° и с отображаемой над символом нарушителя высотой на 1000 футов выше эшенона полета;

- через ~ 10 секунд индикаторы возвращаются к нормальному отображению воздушного движения. На дисплее фирмы *HONEYWELL* изображение теста несколько иное (см. рис. 1.66 слева).



Рис. 1.49. Тестовое изображение воздушной обстановки на дисплее фирм различных производителей

После прохождения встроенного контроля на динамик КВС выдается звуковая сигнализация TCAS TEST PASS (тестовая проверка системы TCAS удовлетворительная), а при отрицательных результатах тестового контроля выдается речевое сообщение TCAS TEST FAIL (тестовая проверка системы TCAS неудовлетворительная).

Система TCAS эксплуатируется по состоянию, работоспособность системы контролируется встроенным контролем.

Восстановление работоспособности системы TCAS осуществляется заменой отказавшего элемента (блока) системы.

Эксплуатация систем силовых установок

2.1. Общие сведения

Двигатель и обслуживающие его системы питания топливом, маслом, измерения вибрации, измерения и регулирования оборотов роторов двигателя, запуска, пожаротушения, управления режимами, автоматического регулирования, ограничения опасных режимов и др. образуют взаимосвязанную систему, называемую силовой установкой (СУ).

Приборы контроля работы двигателя служат для оценки состояния и контроля параметров работы силовой установки.

Все параметры, характеризующие работу и состояние силовой установки, можно условно разделить на три группы.

В первую входят параметры, информирующие экипаж об эффективности выполнения авиадвигателями своей основной функции - создания тяги. К этим параметрам относятся: частота вращения ротора турбокомпрессора, температура газа за турбиной, положение дроссельного крана топлива РУД. На турбовинтовых двигателях к этой группе относят измеритель крутящего момента (ИКМ).

Во вторую группу входят параметры, позволяющие определить неисправности на ранней стадии их возникновения, к ним относятся: высокая температура подшипников, высокий уровень вибрации корпуса авиадвигателя, превышение температуры выходящих газов и некоторые другие.

К третьей группе относятся параметры, характеризующие работу систем силовой установки: - часовой расход топлива, давление топлива, перепад давлений на топливном фильтре, температура и давление масла на выходе авиадвигателя, запас топлива и др.

Индикаторы контроля работы силовой установки размещены в кабине на приборных досках. Они komponуются таким образом, чтобы идентичные приборы различных авиадвигателей размещались в одном горизонтальном ряду, а приборы контроля каждого двигателя - в одном вертикальном ряду.

Сигнализация неисправности двигателя служит для исключения ошибочного выключения исправного двигателя. Включает в себя светосигнальное табло ТС-2 с красным светофильтром «Неисправность двигателя», установленном на средней приборной доске пилотов и красный светосигнализатор МС-2-4К, установленный в головке рычага останова двигателя.

Питание сигнализации неисправность двигателя осуществляется от сети +27В, через АЗС-ы «Сигнализация неисправности двигателя». Светосигнальное табло «Неисправность двигателя» горит при загорании любого из табло: Рмасла, стружка в масле, уровень масла, опасная вибрация, вибрация велика, фильтр засорен, замок реверса, Ртоплива, а также опасные обороты стартера и пожар в масле.

2.2. Особенности системы индикации параметров работы двигателя (EIS)

Система *Engine Instrument System (EIS)* установлена на самолете В-737 серии. Приборы индикации параметров двигателей EIS состоят из двух отдельных дисплейных блоков, которые обеспечивают индикацию:

- Первичных параметров работы двигателя (приборы слева),
- Вторичных параметров работы двигателя/гидравлической системы (справа).



Рис. 2.1. Электронные приборы EIS КРД двигателя CFM56-3 самолета В-737

Слева сверху - вниз приборы:

- N1- обороты вентилятора,
- EGT-указатель температуры выходящих газов,
- N2- указатель оборотов компрессора высокого давления ,
 - ERF - указатель расхода топлива/израсходованного топлива. Выводится вес топлива, расходующегося в час и общее количество топлива, израсходованного каждым двигателем.

Справа - вниз приборы и указатели:

- Указатель давления масла (в PSI).
- Указатель температуры масла в двигателе (в градусах Цельсия).

- Индикатор количества масла выводит в цифровой форме количество масла в двигателе в процентах от заполнения.
- Указатель вибрации двигателя выводит максимальное значение вибрации двигателя в скалярных единицах.
- Указатель давления в гидравлических системах (в PSI).
- Указатель количества гидравлической жидкости выводит значение процента заполнения гидравлической системы.

Под приборами по центру:

- Кнопка переключения расхода топлива (кг/час)/израсходованного топлива (FUEL FLOW|FUEL USED) служит для вывода значения израсходованного топлива, которое через 10 секунд снова сменяется на значение мгновенного расхода топлива.

Под приборами справа от центра:

- Кнопка сброса значения израсходованного топлива RESET FUEL USED используется для последовательного вывода топлива, израсходованного с момента последней переустановки или включения питания, затем 000, а затем расхода топлива.

EIS заменила собой 21 отдельный электромеханический прибор установленный на старых моделях самолета. Блоки EIS оборудованы дисплеями на полупроводниковых светодиодах LED. Эти дисплеи обладают большей надежностью, имеют пониженное потребление электроэнергии, меньший вес, обеспечивают функции раннего обнаружения запуска двигателя с отклонениями от нормы, хранения данных о превышении критичных значений параметров работы двигателя и вызова их из памяти. Дополнительно к выводу параметров, система также регистрирует и накапливает значения превышения параметров и продолжительность этих режимов, а также предупреждает экипаж о возможных горячих запусках и зависании оборотов двигателя включением лам табло сигнализации. Близость горячего запуска заставляет значение мигать два раза в секунду указатель температуры выходящих газов (EGT). Красный сигнализатор над каждым значением N1, N2, EGT загорается при превышении предельно-допустимых значений параметров (redline).

Внизу ручкой на фотографии показана кнопка (BITE) для проверки и выявления отказов и получения информации о критичных значениях параметров работы двигателей. Данные о критичных значениях могут быть вызваны для просмотра посредством изменяемой (volatile) или неизменяемой (non-volatile) памяти. Такая же кнопка вызова (BITE) находится и под приборами справа (белая маленькая кнопка).

Использование в блоках встроенного оборудования для проверки (BITE) упрощает техническое обслуживание, при подаче питания запускается самотестирование, контроль параметров ведется непрерывно. Дисплеи оборудованы внутренними независимыми источниками питания, что позволяет выполнять изолирование отказов EIS.

2.3. Системы запуска силовых установок и ВСУ

Запуск АД - процесс раскрутки ротора ГТД из состояния покоя (на земле) или перевод двигателя из режима авторотации (в полете) на режим малого газа, т.е. в режим самостоятельной устойчивой работы с минимально возможной мощностью. Системы запуска (СЗ) осуществляют: запуск на земле, холодную прокрутку, ложный запуск, запуск в воздухе, управление реверсированием при пробеге, режим повышенной тяги и др.

Различают следующие системы запуска:

с электростартером, в том числе и с СТГ;

с турбокомпрессором, работающим на основном топливе;

с воздушным турбостартером, работающие на горячем газе;

воздушно-пороговые, работающие на горячем газе, получаемом при сгорании твёрдого топлива.

Все СЗ содержат пусковые устройства, систему зажигания, агрегаты запуска АД, аппаратуру управления, включающую временные программные автоматы, регулирующую аппаратуру (угольные регуляторы), логические устройства и аппаратуру коммутации цепей управления и силовых электрических цепей.

При запуске на земле необходимо раскрутить ротор двигателя до скорости, обеспечивающей надёжное воспламенение и горение топлива. В первоначальный момент розжига топлива процесс горения неустойчив, напряжённый тепловой режим турбины, малый запас устойчивости компрессора. Поэтому некоторое время процесс раскрутки ведётся и стартёром и турбиной.

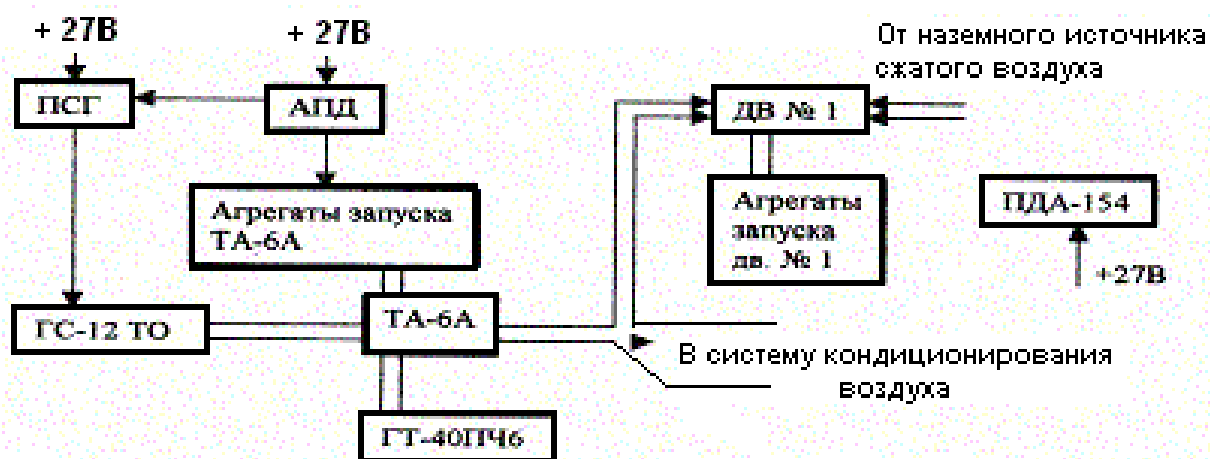


Рис. 2.2. Блок-схема запуска ВСУ и двигателей

В зависимости от управляющих параметров СЗ классифицируют следующим образом: управление по времени, управление по угловой скорости, комбинированное управление по времени и скорости (команда на срабатывание формируется по сигналу пришедшему первым). Особенность временного управления - его принудительность и нечувствительность к характеристикам процесса, т.е. при отказе какого-то агрегата процесс будет продолжаться по временной программе. Для предотвращения аварийных режимов вводят

ограничения по общему времени работы и разовые команды по скорости. Однако в режимах холодной прокрутки, ложного запуска - схема идеально проста.

Системы зажигания предназначены для воспламенения топливо - воздушной смеси. Электрические СЗ осуществляют воспламенение ТВС за счёт энергии, выделяющейся при электрическом разряде. Их делят на индуктивные, ёмкостные и комбинированные. Кроме того, электрические СЗ делят на низковольтные (до 5 кВ) и высоковольтные (до 15 кВ). Принадлежностью системы зажигания является также пусковая форсунка и электромагнитный клапан.

В большинстве СЗ предусматривается блокирование, облегчающее процесс управления и предотвращающее ненормальные режимы работы (блокирование кнопки запуска, предотвращение одновременного запуска нескольких АД, исключение одновременного подключения СЗ к бортовым и аэродромным источникам, обеспечение прекращения запуска в любой момент).

Высоковольтные индуктивные системы зажигания. Индукционная катушка зажигания состоит из ферромагнитного сердечника, на котором расположены две обмотки: первичная с числом витков 150-300 и вторичная с числом витков 7000-10000. Параллельно контактам электромеханического прерывателя включен конденсатор ёмкостью 0,2-0,4 мкф, способствующий уменьшению искрообразования на контактах прерывателя и уменьшению их износа. При эксплуатации контакты прерывателей зачищают. Сила тока первичной обмотки и напряжение вторичной поддаются регулировке. Работоспособность ИК проверяют с помощью эталонных свечей.

Авиационные свечи. Используют три вида свечей: искровые и свечи поверхностного разряда - полупроводниковые и эрозионные. Искровая свеча требует 10-12 кВ для пробоя промежутка 2-3 мм. В процессе эксплуатации искровая свеча не разбирается и расстояние между электродами не регулируется. Эрозионные свечи требуют меньшие напряжения, однако имеют худшие физические свойства.

Эксплуатация СЗ состоит из осмотров внешнего состояния, надёжности крепления элементов. Особо следует обращать внимание на качество присоединения проводов высокого и низкого напряжения, на целостность экранирующей оплётки. При выполнении регламентов проверяют состояние контактов прерывателей, силу тока, потребляемого индукционными катушками от бортовой сети, вторичное напряжение. При необходимости контакты прерывателей зачищают. Если сила первичного и вторичного напряжения превышают допустимые, то возможно сваривание контактов прерывателя. При монтаже систем зажигания строго следить за соблюдением полярности. Запрещается включение индукционных катушек при разомкнутой вторичной цепи, так как это неизбежно приведёт к пробоя изоляции вторичной обмотки, свариванию контактов прерывателя.

Свечи требуют бережного отношения, нельзя зачищать рабочую поверхность эрозионных свечей.

2.4. Запуск двигателя НК-8-2у

Запуск двигателя на самолете - автоматический. Раскрутка ротора каскада высокого давления осуществляется стартером, на воздушную пусковую турбину которого подается сжатый воздух. Источниками сжатого воздуха являются: вспомогательная силовая установка (ВСУ), работающий основной двигатель или наземная установка УВЗ. Давление воздуха должно быть $2,4 \pm 0,2$ кгс/см².

Для запуска двигателя необходимы переменный ток напряжением 202—210В частотой 400Гц и постоянный ток напряжением 27В $\pm 10\%$. В качестве источников электропитания могут использоваться генератор ВСУ ГТ-40ПЧ-6 или аэродромные источники переменного тока.

Система запуска двигателя позволяет производить запуск двигателя на земле и в полете, холодную прокрутку и ложный запуск двигателя.

Система обеспечивает возможность прекращения запуска в любой момент от кнопки “Прекращение запуска”, установленной на панели запуска.

Запуск двигателя в полете (запуск в воздухе) производится в случае самовыключения двигателя при резких изменениях режима работы или эволюциях самолёта. Для этого необходимо соблюдение жёстких условий по скорости и высоте полёта. На больших высотах низки температура и давление. Повышенные скорости воздуха на входе в КС не обеспечивают точную дозировку топлива. Для расширения диапазона высот, на которых возможен запуск, применяют системы зажигания (СЗЖ) с более мощными разрядами. Запуск двигателя в полете производится в режиме горизонтального полета самолета для каждой высоты на определенной скорости полета. Запуск производится только в случае исправного двигателя. По команде ПДА-154 одновременно включаются и работают: система зажигания, электромагнитный клапан пускового топлива, импульсатор и нагревательные элементы камеры воспламенителей в течение 35 ± 5 с.

При нажатии на кнопку “ЗАПУСК” загорается лампа “ПДА РАБОТАЕТ”.

- На 0,5 сек. ПДА-154 выдает команду на включение электромагнитного клапана “ОСТАНОВ”, на включение системы зажигания.

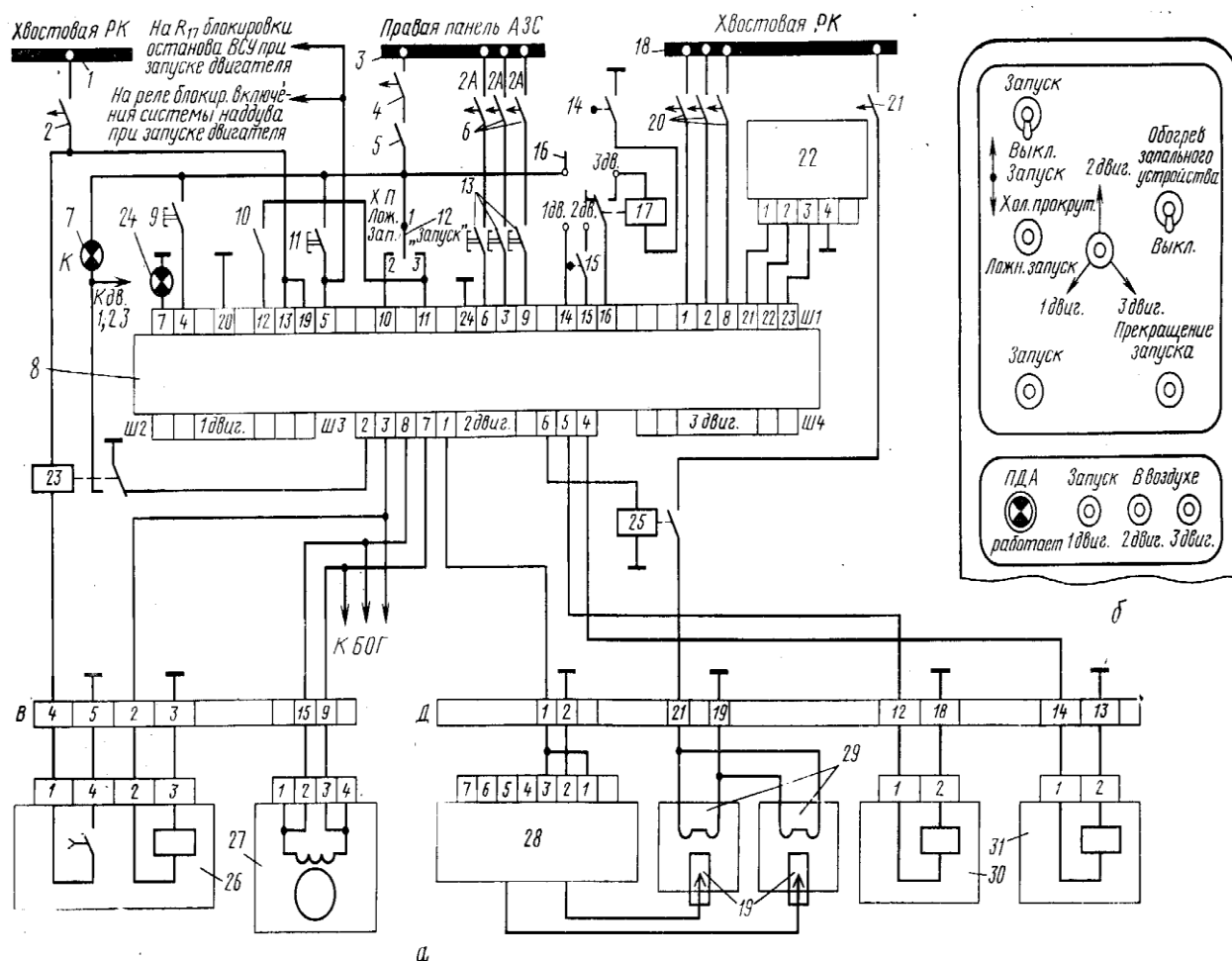
- На 6 сек. открывается клапан пускового топлива и подается пусковое топливо в воспламенители (пусковые форсунки).

- При оборотах ротора $n_{вд} = 16 \pm 1,5\%$, снимается питание с электромагнитного клапана “ОСТАНОВ”. Происходит открытие стоп-крана. Рабочее топливо подается в рабочие форсунки.

- При оборотах ротора $ВД = 35 \pm 2,5\%$, ПДА-154 снимает питание с системы зажигания и клапана пускового топлива.

- Заслонка воздушного стартера закрывается через $55 \pm 1,1$ сек.

После этого СУАЗ-154 переходит в положение готовности к последующему запуску.



- | | |
|--|---|
| 1—хвостовая РК; | двигателя № 2; |
| 2—автомат АЗСГК-10 “Запуск в воздухе”; | 16— переключатель выбора двигателя; |
| 3 — правая панель АЗС; | 17— реле Р20; |
| 4—автомат АЗСГК-5 “Запуск двигателя на земле”; | 18— хвостовая РК; |
| 5— главный выключатель; | 19—воспламенители; |
| 6— автомат АЗСГК-2 “Запуск в воздухе”; | 20—автомат АЗСГК-10 “Зажигание”; |
| 7— сигнальная лампа “Опасные обороты стартера”; | 21—автомат АЗСГК-80 “Подогрев”; |
| 8—панель ПДА-154; | 22— импульсатор И-2; |
| 9— кнопка “Запуск”; | 23— реле Р17 включения сигнализации “Опасные обороты стартера”; |
| 10— выключатель обогрева запального устройства; | 24— сигнальная ла.мпа “ПДА работает”; |
| 11— кнопка “Стоп”; | 25— контактор включения подогрева; |
| 12— переключатель рода работ; | 26— электромагнит ЭМТ-690; |
| 13—кнопка “Запуск в воздухе”; | 27—тахогенератор ТГ-6Т; |
| 14— концевой выключатель АМ-800К среднего грузолука; | 28— агрегат зажигания КНИС-222; |
| 15 — концевой выключатель АМ-800К смотрового люка воздухозаборника | 29— свечи СПН-4-3Т; |
| | 30—клапан пускового топлива МКТ-212; |
| | 31— электромагнит стоп-крана насоса регулятора |

Рис. 2.3. Схема запуска САУЗ-154 (а) и панель запуска (б)

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Система зажигания, электромагнитный клапан пускового топлива, импульсатор И-2 отключаются через 35 ± 5 с, если обороты ротора ВД будут менее $35\pm 2,5\%$.

2. При температуре наружного воздуха ниже $+5^{\circ}\text{C}$, включить “ОБОГРЕВ ЗАПАЛЬНОГО УСТРОЙСТВА”.

3. Электромагнитный клапан “ ОСТАНОВ ” отключается через 35 ± 5 с, если за это время обороты ротора ВД будут меньше $26\pm 1,5\%$.

4. Через 60 ± 9 с ПДА-154 отключается по времени.

После выхода двигателя на режим малого газа включить генератор ГТ-40ПЧ-6.

Для запуска следующего двигателя переключатель выбора двигателя установить на соответствующий двигатель и нажать кнопку “Запуск”.

Встречный запуск в полёте - включение СЗЖ и подача пускового топлива в момент, предшествующий возможному самовыключению АД (на взлёте, при посадке, при полёте в грозу).

Холодная прокрутка осуществляется для консервации двигателя и после неудачного запуска перед повторным запуском. Холодная прокрутка двигателей производится для удаления топлива из камеры сгорания. В этом случае топливо не подаётся и СЗЖ не включается.

Ложный запуск двигателей производится для их расконсервации. При ложном запуске подаётся топливо, но не воспламеняется.

Режим повышенной тяги используется при отказе одного из двигателей. Характеристики СЗ непосредственно влияют на степень готовности ВС к полёту, его безопасность, надёжность и ресурс АД.

Рекомендации по устранению дефектов при запуске двигателя

При не запуске двигателя (плохом запуске) необходимо обратить внимание на:

- а) давление подачи воздуха к воздушному стартеру ($P=2,5\pm 0,2\text{кг/см}^2$);
- б) исправность пусковой заслонки ВС и эл/механизма МПК-13А-5-2;
- в) чистоту воздушного фильтра ВС и его правильный монтаж;
- г) работу эл/магнитного клапана МКТ-4-2 (напряжение срабатывания эл/магнита не более 14в);
- д) исправность заслонки отбора воздуха из-за 9-й ступени КВД и эл/механизма ЭПВ-150МТ;
- е) чистоту и монтаж штепсельных разъемов ВС;
- ж) состояние ВВР (перегрев);
- з) подачу пускового и основного топлива и его воспламенение;
- и) приводной валик ТГ-6Т;
- к) чистоту и продувку автомата запуска агрегата НР-8-2УС.

При срезе приводного валика ВС обратить внимание на:

- отсутствие обратного вращения при запуске двигателя;
- отсутствие запуска двигателя с неустановившимися роторами;
- производилась ли прокрутка роторов перед запуском (в зимнее время).

2.5. Запуск вспомогательной силовой установки ТА-6А

После нажатия на кнопку ЗАПУСК вступает в работу агрегат зажигания, подается питание на генератор постоянного тока ГС-12ТО через пусковое сопротивление панели ПСГ-6, обеспечивающее малый пусковой ток и пусковой момент. Вследствие чего частота вращения ротора двигателя нарастает плавно, что позволяет избежать динамических ударов шестерен; выключается электромагнитный клапан МКТ-4-2 насоса-регулятора агр892А; программный механизм автомата пуска двигателя АПД-30А начинает обрабатывать временную циклограмму.

На 2-й секунде по команде от автомата пуска двигателя АПД-30А шунтируется пусковое сопротивление панели ПСГ-6 и генератор ГС-12ТО подключается к бортовой сети (27В) напрямую для интенсивной раскрутки ротора двигателя.

На 4-й секунде включается электромагнитный клапан пускового топлива МКТ-17М и топливо поступает в пусковой коллектор и далее к воспламенителям и пусковым форсункам. От искры свечей (СП-43) происходит воспламенение пускового топлива.

На 8-й секунде включается электромагнитный клапан МКТ-17М основного топлива, открывая подачу топлива в основной коллектор, и основное топливо начинает поступать в камеру сгорания двигателя.

По мере роста оборотов сила тока, потребляемого генератором ГС-12ТО, уменьшается, следовательно, уменьшается отдаваемая мощность генератора в стартерном режиме. Для поддержания постоянства тока и, следовательно, отдаваемой мощности и раскрутки двигателя на большую частоту, на 8-й секунде в обмотку возбуждения генератора ГС-12ТО включается угольный столб регулятора тока панели ПСГ-6, обеспечивая постоянство тока, потребляемого генератором в стартерном режиме.

На 15-й секунде отключается агрегат зажигания СКНР-22-05А, обесточивается электромагнитный клапан МКТ-372 регулятора запуска, и дополнительное количество топлива поступает к коллекторам.

При частоте вращения ротора двигателя 45% отключается генератор ГС-12ТО из стартерного режима по команде от тахометрической сигнальной аппаратуры ПТА-6М и автомата пуска двигателя АПД-30А на 32-й секунде, если двигатель не выйдет на обороты 45%. Одновременно отключается угольный столб регулятора тока панели ПСГ-6.

ПРИМЕЧАНИЕ. Если ротор двигателя не выйдет на частоту вращения 45 % за 32 сек., происходит его автоматический останов следующим образом:

- на 32-й секунде по команде от панели запуска двигателя генератор (ГС-12ТО) отключается из стартерного режима;
- на 41-ой секунде отключается электромагнитный клапан МКТ-17М пускового топлива;
- на 44-й секунде отключается электромагнитный клапан МКВ-251 основного топлива. Подача топлива в двигатель прекратится. Программный механизм

Схема управления ГТУ

Хвостовая РК Правая панель АЗС

Топливный насос ВСУ 15А 5А „Запуск ВСУ“

Отбор воздуха Закрытое

Реле выхода на режим Реле управления заслонкой створки воздуха ЗЦН-319

Вкл. при пожаре пр-ка тпл. насоса

Выкл. Запуск Стоп КВ створок КВ заслонки t ≥ 570° Запуск блок. при пожаре

ДТ9-5Т ИТА-6М ПТА-6М

ПТА неисправн 5А Зажигание ТП-600 ГС-1270 Створки 15А

Предельные обороты

А П Д - 30 А Р10

70% до конца Автомат. остан. > 90% 8 сек. до конца работы Автомат. остан. > 90% 4 сек. - 90% 0-до конца работы 0-15 сек.

МКТ-4-2 регулятора запуска МКВ-251 раб. топлива МКВ-251 пуск. топлива МКТ-372 СКНР-22-05А

Готов к запуску 3. 3. Заборник открыт Реле откр. створки заборника

СОТ-1М-1 МСТ-3,2 МКТ-4-2 Страховка топлива

Предельная температура К Рмсп

ГС-1270 СПЕ-6

На оборотах ротора двигателя 70% подготавливается цепь обмотки возбуждения генератора ГС-12ТО к отбору электроэнергии, а также включается электромагнитный клапан МКТ-4-2 регулятора запуска и увеличивается подача топлива в основной коллектор.

На оборотах ротора двигателя 90% и при снижении температуры газов за турбиной после запуска ниже $570 \pm 8^\circ\text{C}$ срабатывает реле выхода на режим, загорается сигнальная лампа (ЛЗ) выхода двигателя на режим, подготавливается цепь комплексного аппарата ДМР-400Т и автомата защиты от перенапряжения АЗП-8М к отбору электроэнергии, снимается питание с клеммы "16" Ш2 блока защиты и управления БЗУ-376 СБ, подготавливая его к отбору электроэнергии переменного тока от генератора ГТ-40ПЧ6, обеспечивается возможность управления электромеханизмом МПК-13ВТВ управления регулятором воздуха вручную переключателем (В1), отключается электромагнитный клапан МКТ-17М пускового топлива, становятся возможными автоматические остановки двигателя по предельной температуре газов за турбиной, по минимальному давлению масла и по предельным оборотам.

На 44-й секунде после нажатия на кнопку “Запуск” отключается программный механизм автомата пуска двигателя АПД-30А.

После загорания сигнальной лампы выхода двигателя на режим необходимо проработать на холостом ходу не менее 1 мин. После этого двигатель готов к электрической и воздушной нагрузке.

В процессе запуска двигателя необходимо контролировать работу двигателя по приборам и сигнальным лампам.

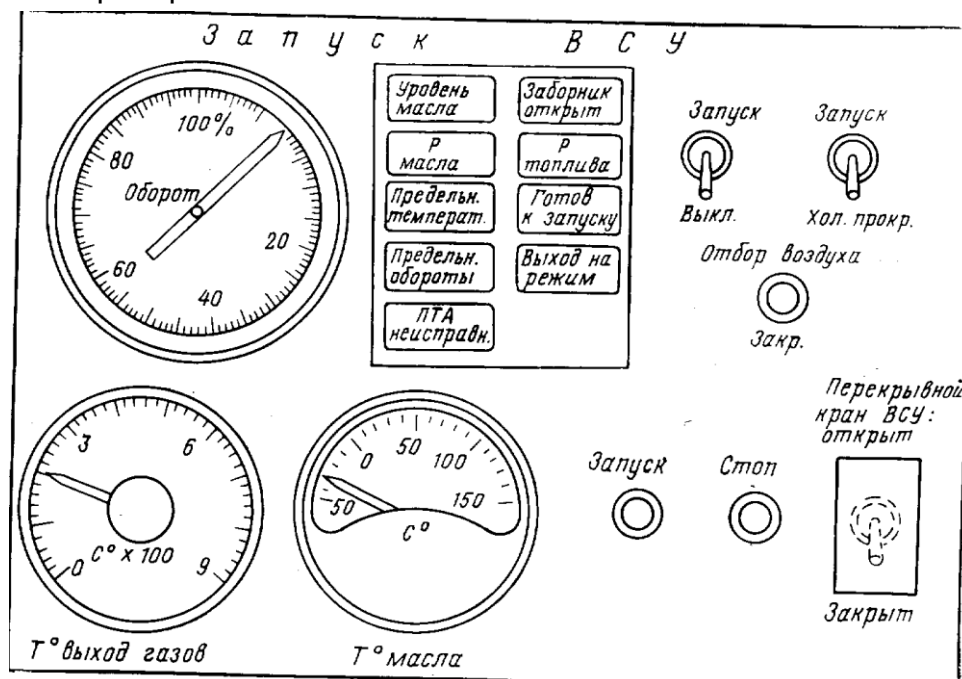


Рис. 2.5. Панель управления запуском ВСУ на самолете Ту-154

По приборам контролируются следующие параметры:

1. Температура газов за турбиной по измерителю. Заброс температуры не должен превышать 680°C.
2. Обороты двигателя по указателю ИТА-6М оборотов тахометрической сигнальной аппаратуры. Допустимый заброс оборотов не более 103%.
3. Ток, потребляемый ГС-12 перед отключением его из стартерного режима по амперметру. Нормальный ток должен составлять 400-600А.
4. Напряжение на клеммах ГС-12 перед отключением его из стартерного режима по вольтметру. Величина напряжения должна быть в пределах 20В. Допускается уменьшение напряжения до 16В, если температура газов за турбиной и время запуска не выходят за допустимые пределы.
5. Время выхода двигателя на обороты холостого хода по секундомеру. Время запуска двигателя 18-45сек.

По сигнальным лампам контролируются следующие параметры двигателя:

- "Выход на режим" - лампа горит при работе двигателя на холостом ходу.
- "Неисправность ТСА" - лампа загорается при перегорании лампочек подсвета в ИТА- 6М.
- "Минимальный уровень масла" -лампочка загорается при снижении уровня масла в маслобаке до 2,5+1 л. После загорания лампы допускается работа двигателя в течении не более 2-х часов.

ПРИМЕЧАНИЕ: При отклонениях параметров по приборам и сигнальным лампам необходимо снять нагрузку и остановить двигатель нажатием кнопки "останов".

2.6. Особенности системы запуска двигателя CFM56-3

Для запуска двигателя CFM56-3 на самолете В-737 используется сжатый воздух, пневматический стартер и электрическая энергия. Двигатели могут запускаться воздухом от ВСУ, наземного источника сжатого воздуха или с применением перекрестного отбора воздуха двигателей.

На пульте управления расположены рычаги запуска для каждого двигателя и рычаги прямой и обратной тяги. При поднятии, рычаг запуска запитывает систему зажигания и открывает подачу топлива.

При положении переключателя запуска двигателя GRD (земля) для открытия клапана запуска и начала вращения стартера сжатым воздухом из пневматического коллектора используется электропитание постоянного (DC) тока от шины аккумуляторной батареи. При открытии клапана запуска на центральной приборной панели загорается желтый индикатор START VALVE OPEN. Стартер является турбинного типа воздушным приводом, который вращает компрессор N2 через систему редуктора коробки приводов. При раскрутке двигателя до 25% оборотов N2 и перемещении рычага запуска двигателя в положение малого газа (IDLE), MEC подает топливо в камеру сгорания, где оно возгорается и двигатель запускается.



Рис. 2.6. Панель запуска двигателей

При скорости отключения (46%-47% оборотов N2), прерывается подача питания на соленоид удерживания переключателя запуска, что дает возможность переключателю возвратиться в положение OFF, а клапану запуска закрыться.

Закрытие клапана запуска сопровождается повышением давления в тракте, при этом гаснет индикатор START VALVE OPEN.

Система зажигания

Для каждого двигателя предусмотрено две системы переменного тока высокой мощности. Выбор левой, правой или двух свечей осуществляется установкой селектора зажигания, в положения LEFT, RIGHT или BOTH соответственно. Каждая свеча (левая или правая) может быть выбрана независимо, при этом рекомендуется поочередное их использование. Полетное

положение (FLT) переключателя запуска двигателя блокирует выбор одной из свечей и использует обе (BOTH).

При нахождении переключателя запуска двигателя в положении GRD, клапан запуска открывается и выбранная свеча (свечи) запитываются при переводе рычага запуска двигателя в положение IDLE. Положение CONT (непрерывное) используется при взлете и посадке, при прохождении турбулентности или в условиях обледенения. Это обеспечивает дополнительную защиту через свечи от срыва пламени в камере сгорания при попадании птиц или частиц льда, или в условиях, когда поток в воздухозаборнике неожиданно прерывается по какой-либо причине в течение наиболее важных стадий полета.

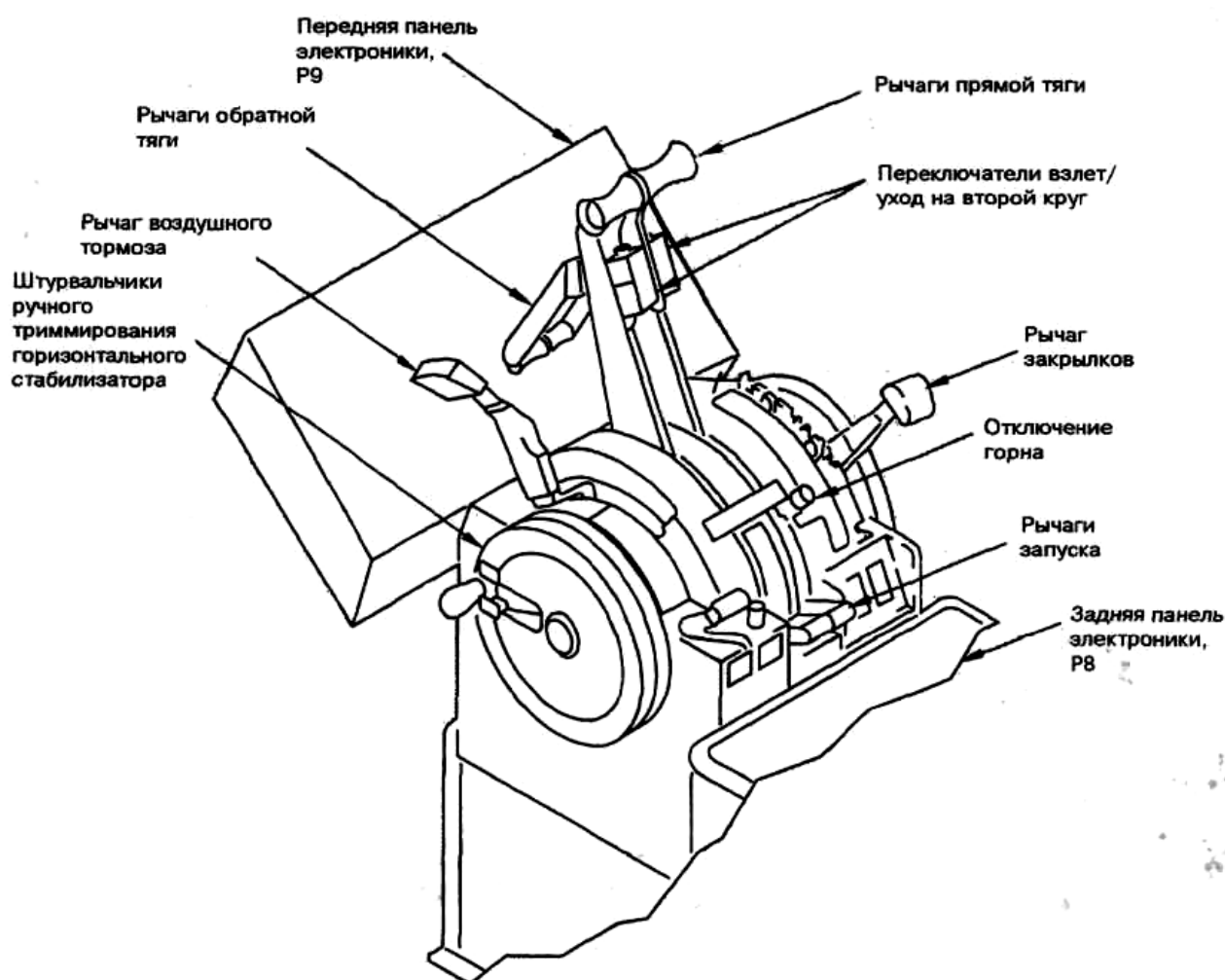


Рис. 2.7. Пульт управления двигателями

2.7. Техническая эксплуатация системы управления и измерения топлива СУИТ4-1т

Система управления и измерения топлива СУИТ4-1т установлена на самолете Ту-154 и предназначена для:

- измерения количества топлива в каждом баке и суммарного количества топлива на самолете;
- управления выработкой топлива по заданной программе;
- автоматического управления закрытием заправочных кранов при заправки самолета топливом;
- автоматического выравнивания перекачки топлива из одноименных баков № 2 и 3 правого и левого крыла.

СУИТ по функциональному назначению состоит из четырех частей: топливомера, автомата расхода топлива, автомата выравнивания и автомата заправки.

В комплект системы входят указатели топлива:

- баков № 2 УТД4-1Т;
- баков № 3 УТД4-2Т;
- бака № 4 УТО2-5Т;
- бака № 1 и суммы УТД4-3Т;
- суммарного запаса на самолете УТО2-6Т.

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 и П) бака № 4;
- электроемкостные датчики (все 30 датчиков установлены сверху в баках-кессонах);
- коммутационное устройство УКБ22-1Т, в него входят:
 - блок измерения БИ-20-1Т,
 - блок тарирования и программирования БТПЗ-1Т,
 - блок преобразования суммы БПСЗ-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.

Питание системы от сети: переменного тока 115В, 400Гц защищено предохранителями ПМ-2 в правой РК 115/200В; постоянного тока 27В защищено АЗСГК-2 на правой панели АЗС.

Основная погрешность измерительной части системы при нормальных условиях $\pm 2\%$ от номинального значения шкалы указателя и в условиях, отличных от нормальных, $\pm 4\%$. Погрешность выдачи информации о суммарном запасе топлива в СО и МСРП не превышает при нормальных условиях $\pm 3\%$ и

при условиях отличных от нормальных $\pm 5\%$.

Топливомер имеет две самостоятельные схемы: схему измерения количества топлива по бакам и схему суммарного измерения топлива и суммарной сигнализации.

Схема измерения топлива 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. Питание измерительного моста каждого канала измерения производится напряжением повышенной частоты (10кГц).

С увеличением частоты питающего напряжения происходит:

- значительное уменьшение влияния активной составляющей утечки между обкладками датчика на точность измерения;
- подавление влияния активной составляющей утечки между обкладками датчика в случае наличия в топливе включений и присадок, повышающих его электропроводность;
- повышение устойчивости к помехам бортовой сети переменного тока 400Гц.

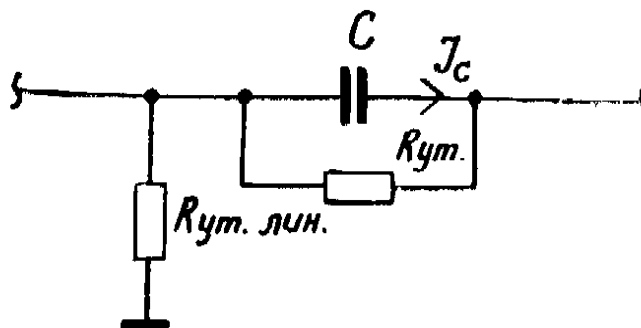


Рис. 2.8. Влияние активных составляющих утечки

Погрешность от влияния составляющей утечки пропорциональна отношению тока утечки к току датчика:

$$\gamma = \frac{I_{ym}}{I_{dam}} = \frac{U}{R_{ym}} \cdot \frac{X_c}{U} = \frac{1}{\omega C d R_{ym}}; \quad (2.1)$$

где U —напряжение питания измерительного моста:

X_c —реактивное сопротивление датчика;

ω — круговая частота напряжения питания;

Cd — емкость датчика;

R_{ym} — сопротивление утечки.

Схема измерения суммарного количества топлива имеет шесть каналов измерения количества топлива в отдельных баках. Сигналы с потенциометров указателей количества топлива в отдельных баках суммируются, и результирующий сигнал подается на преобразователь суммы БПСЗ-1 и далее на указатель суммы УТ02-6Т. Запас топлива для баков № 2 и 3 левого и правого полукрыла

[illegible]

Указатель топливомера УТД4-2Т двухстрелочный индицирует количество топлива в баках № 3 (левом и правом).

Указатель топливомера УТД4-ЗТ двухстрелочный индицирует количество топлива в баке № 1 (стрелка с цифрой «1») и суммарный запас топлива (стрелка с буквой «С

Указатель топливомера УТ02-6Т индицирует суммарный запас топлива стрелкой с буквой «С». . На каждом указателе имеется по две кнопки «Н» и «Р» встроенного контроля для проверки схемы топливомера.

108

Включение топливомера производится выключателем “Топливомер” на панели топливной системы на пульте борт инженера.

Проверка функционирования топливомера осуществляется встроенным контролем при поочередном нажатии кнопок "Н" и "Р" индикаторов, при этом:

1) при нажатии кнопки "Н" стрелки данного индикатора и индикаторов суммы должны перемещаться к нулевой отметке шкалы;

2) при нажатии кнопки "Р" стрелки данного индикатора и индикаторов суммы должны перемещаться к максимальной отметке шкалы.

Нажмите и поверните ручку переводного устройства указателя на количество топлива, соответствующее показанию индикатора суммарного количества топлива топливомера УТД4-ЗТ. Установите переключатель "СТ" на передней стороне указателя на марку залитого топлива.

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», расположенных на 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 одновременном нажатии кнопок «Н» и «Р» стрелки указателя должны устанавливаться в пределах от 1/2 до 3/4 шкалы.

При нажатии кнопки «Н» одновременно со стрелками данного указателя должны перемещаться стрелки на указателях суммарного запаса топлива в сторону уменьшения на количество топлива, находящегося в баке, на указателе которого нажата кнопка «Н». Сверить количество топлива по указателям суммарного запаса с количеством заправленного топлива на полет.

Перед отсчетом показаний необходимо каждый раз нажимать на кнопки и убеждаться в обработке 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.

При замене датчиков топливомера необходимо отрегулировать показание топливомера при полностью слитом топливе – отрегулировать так называемый, «ноль» топливомера. Затем отрегулировать показание топливомера при полностью заправленных топливом баках самолета - так называемый, «максимум» топливомера.

ПРИМЕЧАНИЕ. Потенциометры регулировки нулей и максимумов находятся на передней панели блока БИ20-1т.

При монтаже системы измерения топлива необходимо следить, чтобы переходные сопротивления между корпусами блоков и фюзеляжем были не более 0,002 ома. Соединительные линии измерительной части топливомера не должны прокладываться в одном жгуте с силовыми проводами. Штепсельные разъёмы герметизируются. Сопротивление изоляции между штырями датчиков должно быть не менее 10 Мом.

Особенности эксплуатации автомата выравнивания топлива

Автомат выравнивания СУИТ4-1т 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. В состав автомата выравнивания входит блок БЦС6-1т, размещенный на коммутационном устройстве УКБ22-1т. Автомат выравнивания включается вручную и работает только при автоматическом управлении расходом топлива. Выключатель АВТОМАТ ВЫРАВНИВАНИЯ, зеленый светосигнализатор его работы, четыре желтых светосигнализатора ВЫРАВНИВАНИЕ расположены на пульте бортинженера. Цепь питания автомата выравнивания переменным током 115В 400Гц защищена предохранителем ПМ-2, расположенным в РК правой ~115/200В. Цепь питания постоянным током защищена автоматом АЭСГК-2 АВТОМАТ ВЫРАВНИВАНИЯ, расположенным на правой панели АЗС. Выключатель «Автомат выравнив.» расположен на панели автоматики топлива и гидросистемы.

Проверка блока БЦС6-1т автомата выравнивания с помощью встроенного контроля осуществляется путем нажатия кнопок ПРОВЕРКА Б2 или ПРОВЕРКА Б3 на передней панели блока. При этом должны загореться три светосигнализатора на передней панели блока.

Автомат расхода топлива СУИТ4-1т

Автомат расхода топлива предназначен для автоматического управления расходом топлива по заданной программе.

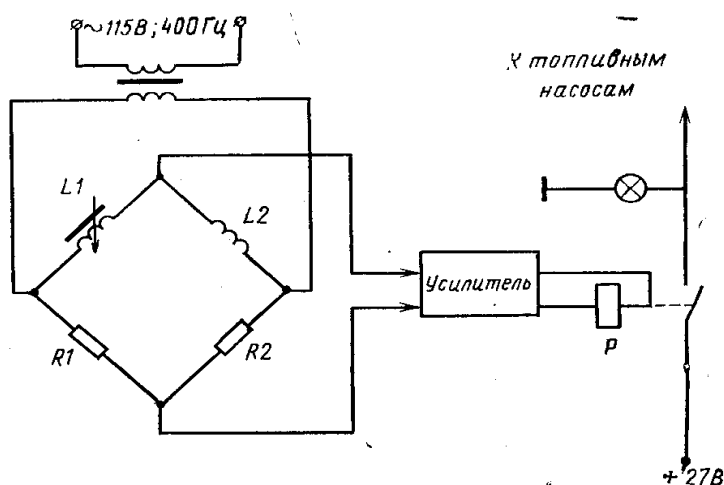


Рис. 2.10. К принципу действия автоматической части СУИТ4-1Т

В автомат расхода входят индуктивные сигнализаторы, установленные на определенных уровнях в датчиках топливомера, и блоки БРП4-3Т и БУПР2-1Т, реле блокировки запуска двигателей на земле при не включенном автомате расхода.

Цепи питания автомата расхода топлива переменным током напряжением 115В, частотой 400Гц защищены предохранителем ПМ-2 в РК правой -115/200В; цепи питания постоянным током напряжением 27В защищены автоматом защиты АЗСГК-5 АВТОМАТИКА на правой панели АЗС.

Выключатель АВТ РАСХ, три желтых светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОДА и красный, светосигнализатор АР НЕ РАБ размещены на панели топливной системы бортинженера.

Порядок выработки топлива из баков

Питание двигателей топливом производится из бака № 1 (расходного), подкачивающие насосы которого включаются вручную. Топливо в расходный бак перекачивается из баков № 2, 3 и 4 топливными насосами в следующей последовательности:

1) расходуется топливо из баков № 2 (левого и правого), при этом включен светосигнализатор ПОРЯДОК РАСХОДА - БАКИ № 2 и светосигнализаторы насосов баков №2;

2) при остатке топлива в бака № 2 по 3700 кг срабатывает сигнализаторы уровня, установленные в датчиках № 3 баков № 2 (левого и правого), и выдают сигнал на включение топливных насосов баков №3 (левого и правого) и светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОДА - БАКИ №3;

3) расходуется топливо из баков №2 и №3 одновременно. При этом горят светосигнализаторы насосов баков № 2 и № 3 и светосигнализаторы ПОРЯДОК РАСХОДА - БАКИ № 2 и БАКИ № 3;

4) при остатке топлива в баках № 2 примерно по 500 кг срабатывают сигнализаторы уровней, установленные в датчиках бака № 2, и выдает сигнал на снятие блокировки выключения топливных насосов баков № 2. Насосы выключаются при полной выработке топлива от сигнализаторов МСТВ;

5) продолжается расход топлива из баков № 3. При остатке топлива в баках № 3 по 2200 кг срабатывают сигнализаторы уровней, установленные в датчиках № 3, и выдают сигнал на снятие блокировки выключения топливных насосов баков № 3. Насосы баков № 3 выключаются при полной выработка топлива от сигнализаторов МСТВ. Одновременно после срабатывания всех сигнализаторов МСТВ насосов баков № 3 происходит включение топливных насосов бака № 4 и светосигнализатора ПОРЯДОК РАСХОД - БАК № 4;

6) расходуется топливо из бака № 4. При остатке топлива в баке № 4 в количестве 600 кг срабатывает сигнализатор уровня, установленный в датчике № 3 бака № 4, и выдает сигнал на снятие блокировки выключения топливных насосов бака № 4. При полной выработке топлива из бака № 4 сигнализаторы МСТВ выдают сигнал на выключение топливных насосов бака № 4 и

светосигнализаторов этих насосов;

7) по окончании выработки топлива из бака № 4 расходуется топливо из бака № 1 (расходного);

8) после выключения всех перекачивающих насосов в баках № 2, 3 и 4 срабатывает светосигнализатор РАСХОД ИЗ БАКА № 1 на панели приборов контроля двигателей;

9) при остатке топлива 2500 кг в баке № 1 включается прерывистая звуковая сигнализация и включаются в импульсном режиме светосигнализаторы остатка топлива 2500 кг на панели приборов контроля двигателей и на приборной доске левого пилота.

Проверка работоспособности автомата расхода топлива

Проверка функционирования автомата расхода топлива осуществляется нажатием кнопки КОНТРОЛЬ, расположенной на лицевой панели блока БУПР2-1т.

При этом состояние светосигнализатора на лицевой панели блока должно изменяться на противоположное:

- светосигнализаторы, которые были включены, должны выключаться;
- светосигнализаторы, которые были выключены, должны включаться, за исключением светосигнализатора КОНТРОЛЬ НЕИСПРАВНОСТИ АР И АЗ и светосигнализатора БЛОК ВЫКЛ БЗ, который при полностью заправленных баках № 2, переключаться не должен.

Отказ автомата расхода топлива сигнализируется включением светосигнализатора АР НЕ РАБ на панели топливной системы.

Этот сигнал система СУИТ формирует в случаях:

- замыкания общего провода сигнализирующих устройств датчиков на "корпус"; короткого замыкания вторичной обмотки питающего трансформатора блока БРП4-3Т;
- отсутствия напряжения $\sim 115В$, 400Гц на входе в коммутационное устройство УКБ23-1т.

Техническая эксплуатация автомата заправки топлива

Автомат заправки предназначен для автоматического управления и сигнализации заправки баков топливом.

Автоматическое управление и сигнализация заправки баков самолета топливом сводится к автоматическому закрытию кранов заправки при заполнении баков и выключение светосигнализаторов кранов заправки.

Управление заправкой осуществляется с помощью блоков БРПЗА-6Т, БУПР2-1Т, входящих в коммутационное устройство УКБ23-1Т, и переключателей вариантов заправки ПГК1-5Т (для бака №4) и ПГК1-6Т (для баков № 2 и 3).

Заправка топливом баков № 2 и 3 может производиться по четырем вариантам: "15т", "20 т", "25 т" и "П" (полная заправка баков №2 и 3).

Заправка топливом бака № 4 может производиться по трем вариантам: "2 т",

"4 т" и "П" (полная заправка бака № 4).

Бак № 1 не имеет вариантов заправки и всегда заправляется полностью.

Выбор варианта заправки осуществляется с помощью переключателей ПГК1-6Б и ПГК1-5Т. Каждое положение переключателей соответствует определенному варианту заправки.

При установке переключателя в положение любого варианта к мостам блока БРПЗА-6Т через блок БУПР2-1Т подключаются те сигнализаторы заправки, уровни срабатывания которых соответствуют выбранному варианту заправки. При срабатывании сигнализатора от блоков БРПЗА-6Т и БУПР2-1Т поступает команда на закрытие крана заправки и гаснет соответствующий светосигнализатор, сигнализирующий об открытии крана заправки на щитке заправки.

Цепи питания автомата заправки топлива переменным током напряжением 115В, частотой 400Гц, защищены предохранителем ПМ-2, расположенным в правой РК~115/200В; цепи питания постоянным током напряжением 27В защищены автоматами защиты АЗСГК-2, расположенным на щитке заправки.

Проверка автомата заправки производится перед заправкой баков топливом в следующем порядке:

- Установите переключатели вариантов заправки в положение 2т – для бака №4 и 15т – для баков №1-3.

- Включите автомат защиты «Блок заправки».

Сигнализатор «После заправки выключи АЗС» должен загореться.

- Включите автоматы защиты (выключатели кранов заправки баков) «Бак заправки», «Бак №4».

Сигнализаторы, сигнализирующие об открытии кранов заправки, должны загореться.

Примечание: если какие-либо баки заполнены топливом в соответствующем варианте заправки, то сигнализаторы для кранов этих баков не загораются.

- Нажмите кнопку «Контроль исправности».

Состояние светосигнализаторов на щитке заправки по истечении 2 сек должно измениться на противоположное, за исключением светосигнализатора «После заправки выключи АЗС».

- Отпустите кнопку «Контроль исправности».

Состояние светосигнализаторов на щитке заправки по истечении 2сек должно возвратиться в исходное.

- Поочередно устанавливая переключатели вариантов заправки «4т, 20т, 25т, П» в положение 4т, 20т, 25т, П повторите проверку срабатывания кранов заправки нажатием кнопки «Контроль исправности» по предыдущим двум пунктам.

Система измерения температуры топлива

Система измерения температуры топлива предназначена для контроля температуры топлива в топливных баках при эксплуатации двигателей на топливе, имеющем ограничения по использованию его при отрицательных

температурах.

Система состоит из двух датчиков (приемников температуры) П-77 вариант 2 и двух индикаторов ИТ1П-60/60Б, установленных в левом и правом топливных баках № 3.. Индикаторы температуры топлива установлены на правой верхней части панели бортинженера.

Питание системы измерения температуры топлива осуществляется постоянным током 27В.

Система включается в работу при включении выключателя ТОПЛИВОМЕР на панели топливной системы.

Проверка работоспособности системы измерения температуры топлива в баках №3:

- Убедиться, что на верхней правой панели Б/И стрелки индикаторов температуры топлива в баках №3 находятся ниже отрицательных отметок шкалы (Топливомер выключен).

- Включите на панели топливной системы выключатель «Топливомер».

На верхней правой панели Б/И стрелки индикаторов температуры топлива в баках №3 должны приблизительно показывать температуру наружного воздуха.

Если движение стрелок не наблюдается или показание индикаторов не соответствует приблизительно температуре наружного воздуха, то это свидетельствует о неисправности датчика, индикатора, коммутационных элементов или об обрыве (или замыкании) в цепи.

Отказы и неисправности СУИТ4-1м возникают из-за загрязнения датчиков системы смолистыми отложениями топлива, отказов электронных элементов блоков, намокании электропроводки датчиков, проявляются в полете, выявляются на земле при техобслуживании самолета и сведены в таблицу 2.1.

Отказы и неисправности СУИТ4-1м. Таблица 2.1.

Проявление неисправности на ВС	Тип отказ. КИ	Причина неисправности
-При включении автомата расхода топливомер занижает показания на 1-1,5т	ДТС20-10	Попадание влаги в корпус датчика
-Не правильные показания топливомера при включении автомата расхода	ДТС20-13	Замыкание между трубами датчика
-Топливомер бака 1 зашкаливает за максимум	ДТС20-8	Замыкание в датчике
-Стрелка бака № 2 медленно уходит на нулевую отметку; -Колебание стрелки УТД-4	БИ20-1Т	Неустойчивые показания левого бака № 2 Нарушение контактирования потенциом.
-Временами указатель топливомера бака № 4 зашкаливает за ноль; -Вяло перемещается стрелка топливомера "Бак № 1"; -При контроле топливомера длительное успокоение стрелки	БТП3-1Т	Указатель УТО-2-5Т не реагирует на кн. "0" Выход из строя усилителя блока БТП. Изменение характеристик эл. схемы Выход из строя измерительного моста
Колебание стрелки правой плоскости	УТД4-2Т	Выход из строя усилителя

Проверочные и регулировочные работы на самолете после замены системы СУИТ или отдельных ее блоков

Проверочные и регулировочные работы на самолете после замены системы СУИТ или отдельных ее блоков выполняют при положении самолета в линии горизонтального полета или при его стояночном положении.

Регулировка "нулей" и "максимумов" топливомера

1. Произведите проверку положения нулей стрелок индикаторов.

Отрегулируйте "нули" и "максимумы" топливомера, для этого:

Залейте централизованно в каждый бак примерно по 200 л топлива по литромеру топливозаправщика.

Включите топливомер и автомат расхода.

Слейте топливо из баков № 2 и 3 до несливаемых остатков, из баков № 1 и 4 до не вырабатываемых остатков.

Проверьте выставку стрелок индикатора топливомера на нуль.

2. Произведите проверку положения максимумов стрелок индикаторов топливомера.

Включите дополнительно автомат заправки топлива.

Заправьте топливом баки № 1, 3, 4 до закрытия кранов заправки в варианте "П", а в баки № 2 по 8000 ± 100 л с отсчетом его количества по литромеру топливозаправщика.

Проверьте показания стрелок индикаторов топливомера, при этом стрелки индикаторов баков № 1, 3 и 4 должны показать максимально заправленное количество топлива в них, а стрелки индикатора баков № 2 должны находиться на отметке 6400 кг.

Произведите регулировку максимумов индикаторов.

ПРИМЕЧАНИЕ. Потенциометры регулировки нулей и максимумов находятся на передней панели блока БИ20-1т.

При выполнении работы по пп. 1 и 2 положение самолета на стоянке не лимитируется.

Проверьте уровни срабатывания сигнализаторов автомата расхода и заправки топлива по индикаторам топливомера.

Работы, выполняемые после замены блоков системы

После замены блоков системы выполняются следующие работы:

- При замене блока измерения производится регулировка "нуля" и "максимума" топливомера по стрелке соответствующего индикатора.
- При замене датчика топливомера производится проверка величины начальной емкости датчика и исправности сигнализаторов автоматики в нем с помощью установки УПТЕ-2.
- При замене датчика заправки производится проверка исправности

сигнализатора автоматики с помощью установки УПТЕ-2.

- При замене блока автомата выравнивания производится проверка и регулировка "нуля выравнивания" и сигнала выключения автомата выравнивания.

- При замене индикатора топливомера или при необходимости проверки его исправности проверяется соответствие показаний топливомера фактическому количеству топлива в баке при положении самолета в линии горизонтального полета.

При проверке исправности индикатора топливомера при стояночном положении самолета производится слив топлива из соответствующего бака до ближайших двух-трех уровней срабатывания сигнализаторов автомата расхода или заправки топлива и при этом проверяется соответствие показаний топливомера данным таблицы «Варианты заправки баков топливом».

При замене блока автомата расхода проверяется его работоспособность с помощью установки КПА или производится контрольный слив топлива из всех баков самолета с проверкой функционирования автомата расхода топлива.

Техническое обслуживание СУИТ

При оперативном техническом обслуживании проверяется внешнее состояние и надежность крепления индикаторов и галетных переключателей.

При периодическом техническом обслуживании производятся следующие работы.

- Проверка внешнего состояния и надежность крепления всех элементов системы. Поверхности элементов системы, а также шкалы и стрелки индикаторов не должны иметь повреждений.

- Производится очистка элементов от пыли и грязи протиркой бязью.

- Вскрываются все крышки лючков датчиков системы и проверяется герметичность установки датчиков. Не должно быть подтекания топлива из-под фланцев датчиков. В местах установки датчиков не должно быть грязи и воды.

- Проверяется надежность затяжки и правильность контровки накидных гаек электрических соединителей, надежность присоединения перемычек металлизации и крепления проводов (жгутов).

- Производится проверка функционирования системы СУИТ4-1Т с помощью встроенного контроля.

Проверка функционирования блоков автоматической части системы (автомата расхода БУПР2-1Т, БРП-4-3Т и автомата заправки БРПЗА-6Т, БУПР2-1Т) СУИТ4-1Т в лаборатории АиРЭО производится с помощью контрольно-проверочной аппаратуры КПА1-А-СПУТ. Проверка функционирования переключателей ПГК1-5Т, ПГК1-6Т производится при помощи контрольно-проверочной аппаратуры измерительных систем КПА-ИС1. Проверка функционирования сигнализаторов в датчиках производится с помощью КПА1-А-СПУТ и КПА-ИС1.

2.8. Техническая эксплуатация систем измерения расхода топлива СИРТ1-2т

Система измерения расхода топлива СИРТ1-2т установлена на самолете Ту-154 и предназначена для дистанционного измерения часового (мгновенного) расхода топлива в кг/час каждым авиадвигателем и запаса топлива в кг во всей системе самолета.

Диапазон часовых расходов топлива от 600 до 7000 кг/час.

Максимальное значение запаса топлива по шкале указателя - 50000 кг

Погрешность измерения $\pm 2\%$ от максимального значения шкалы указателя.

Напряжение питания $\approx 27В$ и $\approx 200В$ 400Гц.

В состав СИРТ1-2Т входят

1. Датчик расхода топлива ДРТМС10АТ -3шт.
2. Датчик плотности ДПЕ5-1Т -1 шт.
3. Преобразователь сигналов ПС-1т - 1шт.
4. Указатель мгновенного расхода топлива УМРТ 1-2т -3 шт.
5. Указатель суммарного запаса топлива УСЗТ 5-2т -1 шт.

Принцип измерения мгновенного расхода топлива заключается в преобразовании скорости потока топлива, протекающего через датчик, в показания мгновенного расхода топлива в кг/час. Напряжение сравнивается с опорным стабилизированным напряжением и посредством следящей системы из УПТ, исполнительного двигателя и потенциометра обработки перемещает стрелку указателя мгновенного расхода топлива.

Поправка на плотность в мгновенную часть вносится автоматически и непрерывно путем потенциометрического умножения

$$G = \rho \cdot Q \quad [\text{кг/час}] = [\text{г/см}^3] \cdot [\text{л/час}], \quad (2.2)$$

где: G – расход топлива, кг/час ,

ρ - плотность топлива, г/см³,

Q – расход топлива, л/час.

Измерение плотности осуществляется с помощью специального устройства, состоящего из датчика плотности и измерительной схемы блока обработки плотности и уилителя постоянного тока УПТ. Датчик плотности - плоский конденсатор, $C = f(\rho)$, емкость сухого датчика составляет 270 пФ.

$$C = K \frac{\varepsilon \cdot S}{d} \quad (2.3)$$

где K – постоянный коэффициент, зависящий от выбора единиц,

S – площадь обкладок,

d – расстояние между обкладками,

ε – диэлектрическая проницаемость среды.

Датчик плотности включен в цепь измерительного емкостного моста, находящегося в блоке обработки плотности

Проверка и регулировка расходомера после замены комплекта или отдельных блоков

При замене комплекта системы СИРТ или ее блоков, а именно: указателя УСЗТ5Т, указателей УМРТ1-2т, датчиков ДРТМС10АТ, датчика плотности ДПЕ5-1Т, преобразователя ПС1т (или его блоков БОП6-1т, УСС, ПЧН1т, ПЧР1т, ПСР1т) - производится проверка и регулировка СИРТ1-2Т в лаборатории АиРЭО с помощью контрольно-проверочной аппаратуры КПА-РМС1А. Определяются погрешности: датчика расходомера, емкости датчика плотномера, вторичных устройств с указателями (проверка по мгновенному и суммарному расходу), производится проверка блоков. Производится проверка расходомеров в комплекте с проверкой по мгновенному и суммарному расходу.

Техническое обслуживание расходомера

При оперативном техническом обслуживании проверяется внешнее состояние и надежность крепления индикаторов и галетных переключателей.

При периодическом техническом обслуживании производятся следующие работы.

- Проверяется внешнее состояние и надежность крепления всех составных частей расходомера. Поверхности элементов системы, а также шкалы и стрелки индикаторов не должны иметь повреждений.

- Производится очистка элементов от пыли и грязи протиркой бязью.

- Проверяется, нет ли подтекания топлива в местах соединения датчиков с топливопроводами магистрали. Подтягиваются гайки муфтового соединения или заменяется уплотнительное кольцо.

- Проверяется надежность затяжки и правильность контровки накидных гаек электрических соединителей.

- Проверяется сопротивление ИЗОЛЯЦИИ соединительных линий расходомера системы СИРТ мегомметром на 500В типа М101-М. Сопротивление изоляции должно быть в нормальных условиях не менее 20 МОм, по линии датчика плотности не менее 100 МОм, при всех прочих условиях соответственно 2 МОм и 20 МОм. Неисправность устраняется просушкой проводки или ее заменой.

Проверка работоспособности системы СИРТ

Проверку под током работоспособности расходомера производят при запуске и опробовании двигателей следующим образом.

- Убедитесь, что выключатель РАСХОДОМЕР на панели топливной системы пульты бортинженера находится во включенном положении.

- Убедитесь, что при изменении режима работы двигателя от малого газа до взлетного стрелка указателя мгновенного расхода перемещается от минимальной отметки шкалы к максимальной, а стрелка указателя суммарного запаса топлива перемещается в сторону уменьшения показаний.

- Убедитесь, что при работе двигателей на одном и том же режиме, стрелки указателей мгновенного расхода дают приблизительно одинаковые показания.

2.9. Техническая эксплуатация приборов измерения и контроля давления

Манометры механические

Предназначены для измерения избыточного давления: воздуха, азота, кислорода, жидкости АМГ-10 и газов.

Манометры классифицируются на:

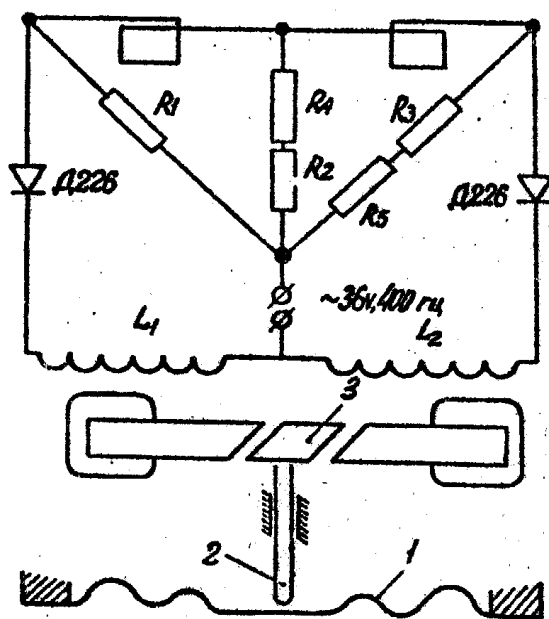
- манометры для жидких, гидравлических (АМГ-10) сред - МГ: МГ-250П, МГ-160М, МГ-60М;
 - для воздуха и газообразных сред - МВ: МВ-4, МВ-10, МВ-12, МВ-100М, МВ-250М;
 - кислородные - МК: МК-6, МК-10, МК-12, МК-13, МК-18;
 - авиационные - МА: МА-4, МА-6К, МА-10, МА-16, МА-25, МА-60К, МА-100, МА-150К, МА-250М.
- Буква "М" в конце обозначает поставку на экспорт.

Манометры подразделяются на однострелочные и двухстрелочные (МВ-12 - двухстрелочный прибор).

Манометры дистанционные

В манометрах деформация передаётся на отсчётное устройство или датчик, где преобразуется в электрическую величину, которая служит выходным сигналом

указателя φ .



1-мембрана; 2-шток; 3-якорь.

Рис. 2.11. Принципиальная схема работы дистанционного манометра

Характеристика схемы:

$$\varphi = \varphi_M \frac{R_X}{R_{II}}, \quad (2.4)$$

где: R_X - сопротивление одного из плеч входного потенциометра;

R_{II} - полное сопротивление входного потенциометра;

φ_M - максимальное значение угла поворота

Конструкция манометров рассчитана на весь ряд давлений. Шифр манометров соответствует измеряемому давлению. ДИМ- 0,8; 1,5; 3; 4; 8; 15; 24; 40; 80; 100; 150; 240; 300 кг/см².

В комплект ДИМ входят однострелочный указатель УИ-1-II сер. и датчик ИД (III сер.). Комплект 2ДИМ-Т состоит из двухстрелочного указателя УИ-2 и двух датчиков ИДТ, например: ИДТ-100, ИДТ-150с.

В динамический штуцер датчика устанавливается наружный демпфер Д-60.

Манометр типа МИ (манометр индукционный) имеет такой же индуктивный датчик, как прибор ДИМ, но вместо магнитоэлектрического логометра в нём применен ферродинамический однообмоточный показывающий прибор.

Манометры используются с потенциометрическим и индукционными датчиками. Слабым звеном манометров с потенциометрическим датчиком является сам датчик, для которого довольно высока вероятность отказа потенциометра (перетирание проводов обмотки, подгар и окисление контактов). Более надёжны индукционные манометры (ИД-8, ИД-100 и др.)

В процессе оперативного ТО осуществляется только контроль работоспособности манометров при включении соответствующих систем.

При периодических формах ТО датчики и указатели могут направляться в лабораторию, при этом контроль осуществляется с помощью установок ГУПМ и ЭУПМ.

При техническом обслуживании манометров проверяется внешнее состояние приборов и датчиков: на указателях не должно быть повреждения стекол, отслоение покрытия шкал и стрелок, удаляется загрязнение приборов, проверяется внешнее состояния датчиков - они не должны иметь повреждения, штепсельный разъем должен быть надежно соединен и заштыкован. При проверке работоспособности при включении питания приборов указатели должны занимать нулевое положение без подачи измеряемого давления и соответствовать показаниям измеряемой величины давления при подаче давления в систему измерения. Устранение неисправностей производится путем проверки исправности предохранителей цепей питания и замены в первую очередь датчиков и во вторую - указателей и проверке исправности соединительной линии датчик-указатель и питания приборов. Ремонт приборов измерения давления производится по специализированной технологии на сертифицированных ремонтных предприятиях.

При техническом обслуживании в лаборатории АиРЭО манометры

проверяются на грузовом прессе или проверочной установке ГУПМ в соответствии с прилагаемой к ней инструкцией.

Вначале проверка производится при повышении давления до максимального значения. Затем, после 15-минутной выдержки, давление плавно снижается. Отсчет показаний производится при давлениях, указанных в таблице нормативов на каждый тип манометра.

Выдержка давления на каждой проверяемой отметке шкалы перед отсчетом должна быть не менее 1 мин.

Во время проверки прибора надо обращать внимание на плавность хода стрелки. Стрелка должна перемещаться плавно, без скачков и затирааний. Недопустима вибрация стрелки.

Инструментально-шкаловые погрешности определяются как разность между показаниями проверяемого и образцового манометров.

Сигнализаторы давления

1. Сигнализаторы давления унифицированные

Сигнализаторы давления унифицированные - СДУ осуществляют контроль работы подкачивающих и перекачивающих топливных насосов. Принцип действия основан на функциональной зависимости между изменяющимся давлением в системе и упругой деформацией чувствительного элемента - мембраны.

Буква «А» в обозначении сигнализатора давления указывает на замыкание контактов сигнализатора при достижении давления точки срабатывания.

Отсутствие буквы в обозначении сигнализатора давления указывает на размыкание контактов сигнализатора при достижении давления срабатывания сигнализатора. Цифры после буквенного обозначения СДУ указывают величину рабочего давления, а после тире – точку срабатывания

Пример СДУ2А-0,3 Рабочее давление до 2 кг/см². Точка срабатывания 0,3 кг/см².

СДУ2А-0,18 Рабочее давление в системе до 2 кг/см². Точка срабатывания 0,18 кг/см².

СДУ-6-4,5 Давление срабатывания сигнализации 4,5 кг/см².

При техническом обслуживании унифицированных сигнализаторов давления проверяется техническое состояние сигнализаторов на предмет отсутствия внешнего повреждения датчиков и соединительных штуцеров, а также электрических соединительных линий, и надежность соединения штепсельных разъемов. Проверку исправности сигнализаторов давления производят на самолете путем создания давления в контролируемых системах – должно производиться включение сигнализации – загорание сигнальных ламп или табло. Герметичность соединения с системой измерения давления проверяют визуально по отсутствию подтеканий в местах соединения приборов с трубопроводами.

При периодическом техническом обслуживании производят снятие сигнализаторов с самолета для проверки на соответствие НТП в лаборатории АиРЭО.

При проверке герметичности динамической камеры динамический штуцер сигнализатора соединяется с баллоном со сжатым воздухом. В камеру подается давление, соответствующее типу сигнализатора. Давление контролируется образцовым манометром. Создав необходимое давление, перекрывают кран от баллона и наблюдают за показаниями образцового манометра. При герметичной камере спадание показаний манометра не должна наблюдаться.

Для проверки погрешностей срабатывания сигнализации СДУ-1А-0,13; СДУ-2-0,18; СДУ-2А-0,18; СДУ-2А-0,3; СДУ-2А-0,4; СДУ-3-0,35; СДУ-3ТУ; СДУ-4А-0,18 применяется проверочная установка УСМ-1, от которой в сигнализатор подается давление гидравлической жидкости. Сигнализатор подключается к сети постоянного тока напряжением 27В через сигнальную лампочку. Плавное увеличение давления в сигнализаторе, определяют по ртутному манометру давление, при котором происходит загорание или погасание (в зависимости от типа СДУ) сигнальной лампочки.

Проверка СДУ-5-2,3; СДУ-5-2,5; СДУ-5-2,8; СДУ-6-3,9; СДУ-9-12,5; СДУ-5А-20; СДУ-9А-20; СДУ-24А-3,5; СДУ-29А и СДУ-29А-0,55 производится аналогичным способом, за исключением того, что в качестве источника давления применяется баллон со сжатым воздухом, а в качестве контрольного прибора — соответствующий образцовый манометр.

2. Сигнализатор перепада давления топлива СП

Измеряет разность давления до фильтра P_1 и после фильтра P_2 . При появлении перепада давления $\Delta P = P_1 - P_2$ производится выдача сигнализации о засорении топливного фильтра двигателя самолета с загоранием сигнальной лампы “Фильтр засорен”.

Сигнализатор перепада давления топлива СП-0,4 (СП-0,4М) рассчитан на рабочее давление 20 кг/см², точка срабатывания $\Delta P = 0,4$ кг/см², погрешность измерения от +0,08 кг/см² до -0,15 кг/см².

При техническом обслуживании сигнализаторов перепада давления проверяется внешнее состояние сигнализаторов на предмет отсутствия внешнего повреждения датчиков и повреждения лакокрасочного покрытия и повреждения электрических соединительных линий, а также надежность соединения штепсельных разъемов. Проверку исправности сигнализаторов перепада давления производят на самолете путем создания давления в контролируемой топливной системе — не должно производиться включение сигнализации “Фильтр засорен”. При поиске неисправности в системе производят проверку сигнализаторов перепада давления в лаборатории АиРЭО на соответствие НТП путем подачи перепада давления на стенде

3. Сигнализатор давления типа МСТ и МСТВ

Малогобаритный унифицированный сигнализатор давления теплостойкий типа МСТ и МСТ-с предназначен для замыкания (МСТа) или размыкания (МСТ) электрических сигнальных цепей +27В при достижении в системе заданных давлений жидкостей или газов. Используется совместно с демпфером Д-59-2.

Нормируется:

- по диапазону срабатывания при давлениях: 2,0; 2,8; 3,0; 3,2; 3,5; 4,0; 4,5; 5,0; 5,5; 6,0 кгс/см² и
- диапазону регулирования: 4 - 6; 6 - 10; 10 - 15; 15 - 25; 25 - 40; 40 - 60; 60 - 80; 80 - 100; 100 - 120; 120 - 150 кгс/см².

Пример: МСТ 2- 4 - прибор, размыкает цепь сигнализации при давлении ниже 2-х кгс/см², имеет диапазон регулирования 4-6 кгс/см², т. е. нормальное рабочее давление 4-6 кгс/см².

Датчик минимального давления масла МСТ-3,2 - при падении давления масла ниже $3,2 \pm 0,4$ кг/см² и частоте вращения двигателя ТА-6А выше 90% отключает ВСУ ТА-6А самолета Ту-154 сигналом минимального давления масла с загоранием сигнализатора останова двигателя ТА-6А "Останов" и сигнализатора "Рмасла".

Малогобаритный унифицированный сигнализатор давления теплостойкий МСТВ предназначен для замыкания или размыкания электрических цепей при достижении в системе заданных давлений нейтральных жидкостей и газов. В зависимости от исходного положения контактов (при отсутствии давления) сигнализаторы делятся на две группы: с замкнутыми и разомкнутыми контактами. К шифру последних добавляется буква "А". Сигнализаторы типа МСТВ могут быть выполнены со специальным штуцером, тогда к шифру сигнализатора добавляется буква "С".

Сигнализатор давления топлива МСТВ - 0,2А при наличии давления топлива за топливным насосом свыше 0,2 кг/см² замыкает контакты сигнализатора и включает зеленый сигнализатор на панели топливной системы самолета Ту-154.

На самолете ТУ-134 сигнализаторы данного типа контролируют работу топливных насосов перекачки топлива и подачи топлива в двигатели и ВСУ и выдают сигналы о работе насосов на световые сигнализаторы.

Сигнализатор давления масла МСТВ - 1 сигнализирует о недостаточном давлении масла ВСУ ТА-8 самолета Ту-134. При падении давления масла ниже 1 кг/см² срабатывает сигнализатор и загорается красная лампа минимального "Давление масла", "Отказ" и ТА-8 останавливается. (Работает при оборотах двигателя ТА-8 $\geq 90\%$).

При техническом обслуживании датчиков МСТ и МСТВ проверяется внешнее состояние сигнализаторов на предмет отсутствия внешнего повреждения датчиков и электрических соединительных линий, а также надежность соединения штепсельных разъемов и отсутствие подтекания топлива из под корпуса датчика и соединительных трубопроводов. Проверку

исправности сигнализаторов перепада давления производят на самолете путем включения соответствующего топливного насоса для создания давления в контролируемой топливной системе и загорания соответствующей сигнализации. При поиске неисправности производят проверку сигнализаторов перепада давления в лаборатории АиРЭО на соответствие НТП путем подачи давления на стенде.

При проверке на соответствие НТП проверяется погрешность срабатывания сигнализаторов и сопротивление изоляции.

Погрешность не должна превышать нижеследующего значения для диапазонов срабатывания:

от 0,1 до 0,3 кгс/см ²	- ±0,05%,
от 0,4 до 1 кгс/см ²	- ±0,20%,
от 1 до 2 кгс/см ²	- ±0,30%,
от 2 до 4 кгс/см ² (кроме 2,8)	- ±0,45%,
2,8 кгс/см ²	- ±0,25%,
от 4 до 10 кгс/см ²	- ±1,2%,

Сопротивление изоляции токоведущих цепей относительно корпуса должно быть не менее 20 МОм

Характерные признаки отказа датчиков МСТВ-0,2А: нет сигнализации работы насоса, не горит сигнальная лампочка, постоянно горит сигнализация топливного насоса, при включении топливного насоса не всегда включается сигнализация его работы, течь топлива из под корпуса, не горит лампа сигнализации давления топлива.

4. Сигнализатор давления дифференциальный

Сигнализатор давления дифференциальный, тропикоустойчивый типа СгДфР-1т предназначен для контроля за состоянием фильтра тонкой очистки топлива при рабочем давлении $3,5 \pm 0,5$ кг/см² путем выдачи сигнала (замыкание электрической цепи сигнальной лампы) при достижении перепада давления равного $0,4^{+0,075}_{-0,05}$ кгс/см². Измеряет перепад давлений топлива, имеет встроенный демпфер, выдает электрический сигнал (срабатывает) при рабочем давлении в обеих полостях, равном $3,5 \pm 0,5$ кг/см². В данном случае перепад давлений - разность давлений в штуцере Р₁ (динамическая полость) и величине давления в штуцере Р₂ (статическая полость).

При техническом обслуживании дифференциальных сигнализаторов давления типа СгДф проверяется внешнее состояние сигнализаторов, соединительных линий и штепсельных разъемов, отсутствие подтеканий топлива. Проверяется работоспособность сигнализации путем создания давления в контролируемой топливной системе. При поиске неисправности в системе производят снятие сигнализатора с самолета и проверку его на соответствие НТП в лаборатории АиРЭО. При несоответствии сигнализатора НТП производят отправку сигнализатора в ремонт на ремонтное предприятие. В эксплуатации запрещается разборка и ремонт сигнализаторов.

5. Измерительный комплекс реле давления ИКДР

Предназначен для выдачи электрического сигнала при достижении заданных значений абсолютных давлений, избыточных давлений или перепадов давлений. Приборы рассчитаны на питание от сети $\approx 27\text{В}$. Приборы манометрического типа и состоят из: электронного преобразователя.

Нагрузка включается между питающим напряжением $+27\text{В}$ и коллектором транзистора преобразователя, который предохраняет от перенапряжений при индуктивной нагрузке.

Имеет два штуцера “Д” и “С”, для подключения трубопроводов динамического и статического давлений.

Измерительный комплекс реле давления типа ИКДР подразделяется на отдельные приборы типа ИКДРДф и ИКДРДа.

ИКДРДф - измеряет избыточное давление или перепад давлений.

ИКДРДа - измеряет абсолютное давление.

Пример расшифровки обозначений: ИКДРДф - 0,04 - 0,03 - 0 ,

- ф - прибор измеряет избыточное давление;
- 0,04 - максимальное значение пределов точек срабатывания в кг/см^2 ;
- 0,03 - величина давления точки срабатывания в кг/см^2 ;
- 0 - обозначает, что выходная цепь при изменении давления от 0 до 0,03 кг/см^2 открыта (ток в нагрузку поступает).

На самолете Ту-154Б применяется ИКДРДф - 0,25 - 0,175 - 3 для сигнализации предельной скорости полета на высоте более 7000м включением табло “Предел скорости”, и ИКДРДф - 0,25 - 0,19 - 3 для сигнализации предельной скорости полета на высоте менее 7000м включением табло “Предел скорости”. Реле давления ИКДРДф - 0,06 - 0,054 - 0 используется для включения звуковой сигнализации, предупреждающей о необходимости выпуска шасси при посадке самолета. Указанные реле давления подключены к статической и динамической системам самолета.

Пример расшифровки обозначений: ИКДРДа - 1000 - 900 - 3

- а - прибор измеряет абсолютное давление,
- 1000 - максимальное значение давления предела точек срабатывания в мм. рт. ст.;
- 900 - величина давления точки срабатывания в мм. рт. ст.;
- 3 - обозначает, что выходная цепь при изменении давления от 0 до 900 мм. рт. ст. абсолютно закрыта (ток в нагрузку не поступает).

На самолете Ту-154Б применяется ИКДРДа- 400 - 310 - 0 для переключения цепи сигнализации скорости полета включением табло “Предел скорости” в зависимости от высоты полета, подключен к статической системе самолета.

В приборах типа ИКДРДа диапазонов измерения 3,5; 5; 7; 11; 17 мм. рт. ст. полость под корпусом откачена, вместо статического штуцера вварен штуцер для откачки воздуха.

В приборах типа ИКДРДа других диапазонов чувствительным элементом являются anerоидные коробки и штуцер “Д” отсутствует.

В приборах ИКДРДа диапазонов измерения до 1000 мм. рт. ст. и ИКДРДф с пределом измерения до 1,0 кг/см².

**Примечание: anerоидная коробка - имеет только один штуцер;
манометрическая коробка - имеет два штуцера (внутрь - “Д”,
снаружи - “С”).**

При техническом обслуживании измерительных комплексов реле давления типа ИКДРД проверяется внешнее состояние сигнализаторов, соединительных линий и штепсельных разъемов, надежность соединения с трубопроводами статической и динамической системами. При периодическом ТО производится проверка на герметичность путем создания давления в статической и динамической системах.

Проверку работоспособности при технической эксплуатации ИКДРД при периодическом ТО не производится. ИКДРД считается исправным при отсутствии замечаний экипажа по работоспособности сигнализации и отсутствии замечаний по контролю работоспособности систем при расшифровке полетной информации МСРП.

При поиске неисправности в системе производят снятие сигнализатора с самолета и проверку его на соответствие НТП в лаборатории АиРЭО. При несоответствии сигнализатора НТП производят отправку сигнализатора в ремонт на ремонтное предприятие. В эксплуатации запрещается разборка и ремонт сигнализаторов.

6. Измерительный комплекс давления ИКД

ИКД предназначен для измерения абсолютного и избыточного давления воздуха или перепада давления воздуха и выдачи напряжения постоянного тока, пропорционального измеряемым величинам. Конструктивно состоит из чувствительного элемента и электронного преобразователя. Напряжение питания +27В.

На самолете Ту-154 применяются следующие измерительные комплексы давления: ИКД27а-1000; ИКД6ТДа-1000; ИКД27Дф-0,25; ИКД6ТДф-0,25; ИКД6ТДф-1 предназначенные для преобразования измеряемого давления в электрический сигнал постоянного тока 0,8÷8В и записью системой регистрации режимов полета МСРП-64. Диапазон измеряемых давлений: ИКД27а-1000, ИКД6ТДа-1000 - от 1 до 1000 мм рт. ст.; ИКД27Дф-0,25; ИКД6ТДф-0,25 - от 0 до 0,25 кг/см²; ИКД6ТДф-1 - от 0 до 1 кг/см².

Измерительные комплексы давления ИКД27а, ИКД6ТДа измеряют абсолютное давление подаваемое в статическую полость, имеют только один штуцер.

Измерительные комплексы давления ИКД27Дф, ИКД6ТДф измеряют перепад давления между статической и динамической полостями, имеют 2 штуцера “С” и “Д”.

При техническом обслуживании измерительных комплексов реле давления типа ИКД проверяется внешнее состояние сигнализаторов, соединительных линий и штепсельных разъемов, надежность соединения с трубопроводами статической и динамической систем. При периодическом ТО производится проверка на герметичность путем создания давления в статической и динамической системах.

Проверку работоспособности ИКД при периодическом ТО не производят. ИКД считается исправным при отсутствии замечаний по контролю работоспособности систем при расшифровке полетной информации МСРП.

При поиске неисправности в системе производят снятие сигнализатора с самолета и проверку его на соответствие НТП в лаборатории АиРЭО. При несоответствии сигнализатора НТП производят отправку сигнализатора в ремонт на ремонтное предприятие.

7. Сигнализатор давления типа ССА

По принципу действия представляет собой реле давления и воспринимает динамическое и статическое давление воздуха, зависящее от скорости полета. Обозначение приборов включает в себя диапазон регулировок от минимального до максимального значения скорости в сотых долях км/час.

Установка стрелки сигнализатора на заданную приборную скорость осуществляется с помощью регулировочного винта, выведенного в центр шкалы.

Пример: ССА-0,7-2,2И включает сигнализацию при скорости полета от 70 до 220 км/час. На самолете ЯК-40 ССА-0,7-2,2 настраивается на включение сигнализации при скорости менее 165 км/час; на самолете Ту-154 ССА-0,7-2,2И настроен на скорость 70 км/час и обеспечивает замыкание контактов и включение МСРП-64 автоматически при скорости движения самолета по ВПП более 70 км/час.

ССА-2-3 обеспечивает включение сигнализации при скорости полета от 200 до 300 км/час., ССА-3-4,5 - включает цепь сигнализации при скорости полета от 300 до 450 км/час.

При техническом обслуживании сигнализаторов давления типа ССА проверяется внешнее состояние сигнализаторов и соединительных линий и штепсельных разъемов, надежность соединения с трубопроводами статической и динамической системах. При периодическом ТО производится проверка на герметичность путем создания давления в статической и динамической системах.

Проверка работоспособности при технической эксплуатации ССА при периодическом ТО не производится. Работоспособность ССА проверяется при расшифровке полетной информации МСРП.

При поиске неисправности в системе производят снятие сигнализатора с самолета для проверки его на соответствие НТП в лаборатории АиРЭО и регулировки порога срабатывания сигнализации. Прибор проверяется на установке УСМ-1 с приставкой.

Для проверки герметичности динамический и статический штуцеры прибора соединяются с источником разрежения. Затем в приборе создается разрежение, указанное в таблице нормативов, перекрывается кран от источника разрежения, и через 1 мин. по ртутному манометру определяется герметичность. Для определения погрешности срабатывания сигнализации прибор соединяется согласно монтажной схемы с сигнальной лампочкой и источником постоянного тока. Через динамический штуцер в приборе плавно увеличивается давление до момента загорания сигнальной лампочки. Погрешность срабатывания сигнального устройства определяется по показаниям ртутного манометра в момент загорания лампочки.

При несоответствии сигнализатора НТП производят отправку сигнализатора в ремонт на ремонтное предприятие.

8. Электрический сигнализатор давления ЭС

Электрический сигнализатор давления типа ЭС, унифицирован по давлению в диапазоне от 40 до 350 кгс/см² и классифицирован на ЭС-40, 60, 80, 100, 200, 250, 300, 350. Эсплуатируется с демпфером Д-55-1.

Шифр сигнализатора состоит из букв “ЭС” и числа указывающего на номинальное давление срабатывания сигнализатора. К шифру сигнализаторов, работающих на замыкание цепи при увеличении давления, прибавляется буква “А”. Сигнализатор с буквой “А” с увеличением давления замыкает электрическую цепь, сигнализатор без буквы с увеличением давления размыкает электрическую цепь.

Пример: ЭС-200 - сигнализатор, срабатывающий при снижении давления ниже 200 кгс/см², при этом замыкает электрическую цепь сигнализации. Применяется на самолете Ту-134 для сигнализации падения давления в тормозной гидросистеме ниже 200 кгс/см².

При техническом обслуживании сигнализаторов давления типа ЭС проверяется внешнее состояние сигнализаторов, соединительных линий и штепсельных разъемов, надежность соединения с трубопроводами гидравлической системы. При периодическом ТО на самолете производится проверка порогов включения сигнализации гидравлической системы путем создания давления в гидравлической системе с помощью насосных станций. Через каждые 1200 часов налета самолета сигнализатор ЭС снимается с борта для проверки его в лаборатории АиРЭО.

Работоспособность ЭС контролируется при расшифровке полетной информации МСРП, обработанной по программе контроля работоспособности.

При поиске неисправности в системе производят снятие сигнализатора с самолета, проверку его на соответствие НТП в лаборатории АиРЭО и регулировку порога срабатывания сигнализации.

2.10. Техническая эксплуатация измерителей температуры

В авиационных силовых установках измеряется температура масла, выходящих газов, подшипников и др. Кроме того, на ВС имеются измерители температуры топлива, воздуха в кабинах, салонах и технических отсеках.

По принципу действия термометры делятся на механические, электромеханические и электрические. Наибольшее применение нашли электрические термометры. Электрические измерители температуры различают на безусилительные и со схемой усиления.

Электрические термометры сопротивления

Их работа основана на свойстве проводников и полупроводников изменять своё электрическое сопротивление при изменении температуры. Известно, что металлы при повышении температуры увеличивают своё электрическое сопротивление. Так, при нагреве от 0 до 100°C большинство металлов увеличивает сопротивление в среднем на 40%.

Для металлов в диапазоне изменения температуры до 150°C справедлива следующая зависимость:

$$R_t = R_0(1 + \alpha t + \beta t^2), \quad (2.5)$$

где R_t и R_0 – электрическое сопротивление металла, соответствующее температурам t и $t_0=0^\circ\text{C}$;

α – температурный коэффициент сопротивления, т.е. для металлов в указанном диапазоне изменения температур допускают, что зависимость сопротивления от температуры линейна;

β – постоянный коэффициент.

Для приближенных расчетов можно ограничиться линейным членом уравнения (6.6):

$$R_t \approx R_0(1 + \alpha t) \quad (2.6)$$

Если учесть влияние соединительных проводов и повышение сопротивления приемника вследствие его нагрева протекающим током, то характеристика приемника окончательно примет вид

$$R_t = R_0(1 + \alpha t) + \Delta R \quad (2.7)$$

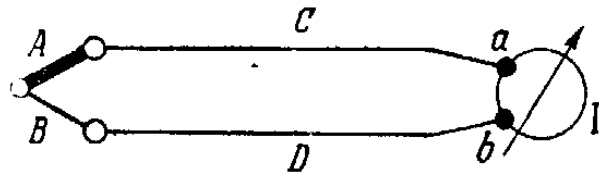
Термометры сопротивления применяются для измерения температуры наружного воздуха, входящего и выходящего из двигателя масла и в других случаях. Они представляют собой измерители электрического сопротивления, находящегося в среде, включенные в неуравновешенный измерительный электрический мост постоянного тока.

При периодическом ТО производится внешний осмотр указателей и датчиков температуры, проверку работоспособности производят при запуске и опробовании двигателей. В лаборатории АиРЭО проверяется градуировочная погрешность измерителей температуры при их проверке на соответствие НТП.

Термоэлектрические термометры

Принцип действия термоэлектрических термометров и измерительной аппаратуры основан на использовании термоэлектрического эффекта, сущность которого заключается в том, что в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников, возникают токи, если спаи проводников имеют различные температуры.

Цепь, образованная двумя разнородными проводниками с двумя спаями, называется термопарой, причём горячим спаем называется спай термопар, помещенный в среду, температура которой измеряется. Холодным спаем называют свободные термопары, к которым присоединяется измеритель. Термоэлектродвижущая сила, возникающая в электрической цепи, образованная разностью контактных ЭДС горячего и холодного спая.



A/B—термоэлектроды; *C, D*—соединительные провода; *Г*— гальванометр;

a, b —клеммы гальванометра

Рис. 2.12. Схема термоэлектрического термометра с соединительными проводами

A и *B* - два электрода хромель-копелевой пары впаяны в шайбу,

Г - гальванометр.

$E(t_1)$ и $E(t_2)$ - контактные ЭДС при температурах t_1 и t_2 .

Характеристика термопары

$$E(t,0) = at + bt^2 \quad (2.8)$$

где a и b коэффициенты термоэлектродов (находятся с помощью таблицы термоЭДС).

Характеристика электрической цепи выражает зависимость тока в гальванометре от электродвижущей силы:

$$I = \frac{E}{R_{ТП} + R_{ПР} + R_{Г}}, \quad (2.9)$$

где $R_{ТП}, R_{ПР}, R_{Г}$ - сопротивления термопары, соединительных проводов и гальванометра.

Возникающая термоЭДС зависит только от разности температур спаев и рода проводников.

К основным погрешностям термоэлектрического термометра относятся погрешности, вызванные влиянием паразитных термо-ЭДС, изменением сопротивления измерительной цепи, а также изменением температуры холодного спая.

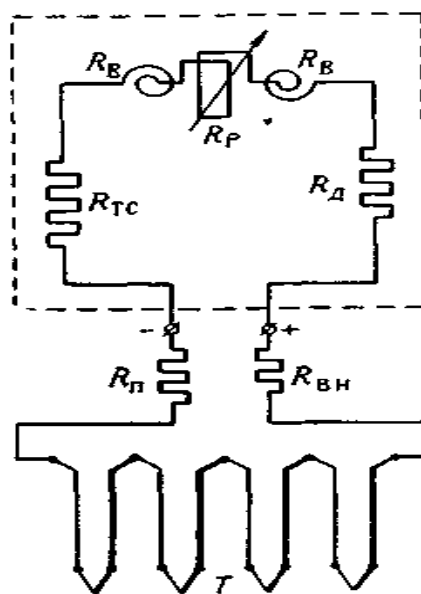
Авиационные термометры

Термометры типов ТГЗ-47, ТВГ-11, ТВГ-11Т, 2ТВГ-411, 2ТВГ-411Т, 2ТВГ-366, ТВГ-26 предназначены для дистанционного измерения средней температуры выходящих газов из сопла турбовинтовых или турбореактивных двигателей.

Термометры типов ТСТ-29, ТСТ-29Т и ТСТ-29Д предназначены для дистанционного измерения температуры выхлопных газов воздушно-реактивного двигателя.

Термометры типов ТЦТ-9, ТЦТ-13, 2ТЦТ-47 предназначены для дистанционного измерения температуры под свечой цилиндров поршневых двигателей.

Показания измерителя соответствуют температуре измеряемой среды только в случае обеспечения условия постоянства температуры свободных концов термопары или учета изменения этой температуры. Для этого свободные концы термопары посредством компенсационных или соединительных проводов отнесены в зону небольших температурных колебаний (до приборной доски). Колебание температуры воздуха, окружающего измеритель, в пределах от -60°C до $+50^{\circ}\text{C}$ вызывает изменение линейных размеров деталей и изменение механических, электрических и магнитных свойств материалов, использованных в термометре. Однако эти изменения незначительны.



R_B —сопротивление противодействующих пружинки (волосков); R_P —сопротивление рамки; R_D —сопротивление добавочное; R_{TC} —термосопротивление; R_{BH} —сопротивление соединительных проводов и термопар; T —термопары; R_P —сопротивление подгоночное.

Рис. 2.13. Принципиальная электрическая схема термометров ТВГ-11, ТВГ-11Т, ТВГ-26

В термометрах ТСТ-29, ТСТ-29Т, ТСТ-29Д, ТЦТ-13, ТЦТ-9, 2ТЦТ-47 изменения температур свободных концов термопары от -60 до $+50^{\circ}\text{C}$ компенсируются непосредственно в измерителе при помощи биметаллического

корректора, который автоматически устанавливает стрелку измерителя на температуру окружающего измеритель воздуха.

Для устранения погрешности в измерителях помещено компенсирующее термосопротивление, имеющее отрицательный температурный коэффициент электросопротивления (температурный коэффициент электросопротивления алюминиевого провода рамки измерителя положителен). Благодаря этому омическое сопротивление цепи термометра при различных температурах остается почти одним и тем же, и ток, протекающий по рамке, изменяется незначительно.

При периодическом ТО производится внешний осмотр указателей и датчиков температуры, при запуске и опробовании двигателей производится проверка работоспособности термометров выходящих газов двигателей.

В лаборатории АиРЭО проверяется градуировочная погрешность измерителей температуры при их проверке на соответствие НТП.

В случае замены термопары или указателя необходимо в обязательном порядке произвести запуск двигателя для проверки работоспособности измерителя температуры.

Измерители температуры

Наиболее совершенными термометрами являются измерительная аппаратура типа ИА, в которых применен компенсационный метод измерения температуры. Компенсационный метод обладает повышенной точностью измерения, имеет сигнализацию о превышении заданного значения температуры и элементы встроенного контроля.

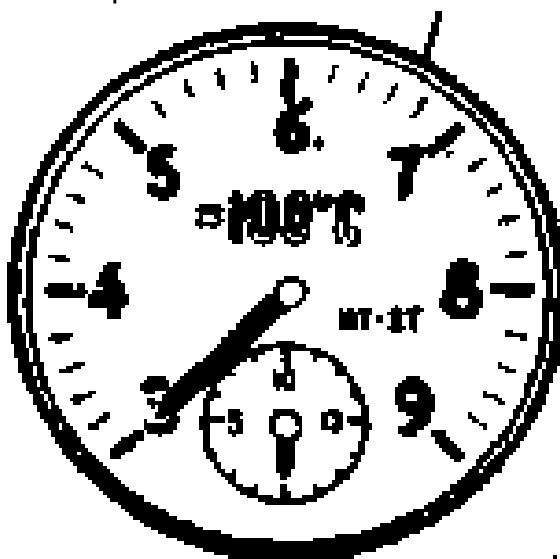


Рис. 2.14. Внешний вид измерителя ИТ-2Т

На самолётах Ту-134А применяется измеритель температуры ИТ-2Т, на ТУ-154Б измерительная аппаратура 2ИА-6, на ТУ-154М применяется измерительная аппаратура 2ИА-7А-710, а на самолете ЯК-42 - 2ИА-7АБ.

Измерительная аппаратура 2ИА-6 и 2ИА-7 имеет два независимых канала измерения.

Температура выходящих газов за турбиной двигателя Д-30 самолета Ту-134А замеряется измерителем ИТ-2Т серии 2. Датчиками измерителя являются термопары Т-99-1, выполненные из сплава НК-СА.

В этих термопарах одним термоэлектродом служит никелькобальтовый (НК) сплав, вторым — специальный алюмель (СА).

На каждом двигателе равномерно по окружности канала внутреннего контура расположены двенадцать сдвоенных термопар Т-99-1. Одна половина каждой сдвоенной термопары подключается к усилителю УРТ-19А-2Т предельного регулятора температуры, вторая — к измерителю ИТ-2Т, устанавливаемому на самолете.

Термопары измерителя ИТ-2Т, так же как и усилителя УРТ-19А-2Т, соединяются в четыре группы, соединенные последовательно. В каждой группе по три параллельно включенных термопары. Параллельное соединение термопар внутри групп применено для повышения безотказности их работы. Последовательное соединение групп позволяет одновременно замерять температуру в четырех точках окружности и осреднить данные измерения. Кроме того, последовательное соединение групп термопар увеличивает ТЭДС, что способствует повышению точности измерения.

Измерители ИТ-2Т питаются от бортсети переменного тока 115В 400Гц через предохранители СП-1А, установленные в РК 115В от аварийной шины.

Для проверки исправности измерителя температуры ИТ-2Т сер. 2 необходимо при работающем двигателе нажать на кнопку «5К», расположенную на средней приборной доске. При исправном приборе стрелка должна устанавливаться в крайнее левое положение.

При периодическом ТО производится внешний осмотр измерителя температуры ИТ-2Т, проверка работоспособности измерителя температуры производится при запуске и опробовании двигателей.

В лаборатории АиРЭО производят проверку только указателей ИТ-2Т на точность измерения температуры и соответствие НТП с помощью установки УПТ-1М и контрольного прибора КП-5. Термопары в лаборатории АиРЭО не проверяются. При необходимости имеется возможность замены термопары непосредственно на двигателе, при замене термопар необходимо учитывать, что вновь установленная термопара должна быть той же группы НК-СА как и снятая.

Измерительная аппаратура 2ИА-6А

Сдвоенная измерительная аппаратура 2ИА-6А предназначена для измерения температуры газов авиационного двигателя НК-8-2У в условиях полета и на земле при получении сигнала (по ТЭДС) от параллельно соединенных хромель-алюмелевых термопар градуировки ХА. Сдвоенная аппаратура имеет две независимых системы измерения температуры (левую и правую, если смотреть на указатель со стороны шкалы).

Аппаратура состоит из одного сдвоенного указателя 2УТ-6К, двух переходных колодок ПК-6 и одного сдвоенного усилителя 2УЭ-6Б.

Аппаратура 2ИА-6 работает с термопарами типов Т-93 вар. 2, Т-38-3, Т-102, Т-31-1.

При периодическом ТО производится внешний осмотр указателей температуры, термопар, переходных колодок и усилителя, проверка работоспособности измерителя температуры производится при запуске и 2ИА-6А при опробовании двигателей. При необходимости имеется возможность замены термопар и переходных колодок ПК-6. При замене термопар необходимо устанавливать термопары такой же группы ХА как и снятые.

В лаборатории АиРЭО производится проверка контрольным прибором КП-5 совместно с установкой УПТ-1М указателей 2УТ-6А на погрешность показаний, определяются погрешности компенсирующей колодки ПК-6, производится оценка работоспособности усилителей 2УЭ-6Б. Термопары в лаборатории АиРЭО не проверяются.

Наиболее часто отказы и неисправности измерителей температуры 2ИА-6А возникают вследствие недостаточной надежности усилителей 2УЭ-6Б.

Измерительная аппаратура 2ИА-7А

Сдвоенная измерительная аппаратура 2ИА-7А предназначена для измерения температуры газов авиационного двигателя Д-30КУ-154 в условиях полёта и на земле при получении сигнала (по ТЭДС) от параллельно соединенных хромель-алюмелевых термопар градуировки ХА.

Аппаратура 2ИА-7А работает с термопарами типов Т-93 вар.2, Т-38-3.Т-82Г.

Принцип действия аппаратуры основан на компенсационном методе измерения ТЭДС термопары. Измерительная аппаратура питается от сети ~ тока 115В 400Гц и от сети = тока 27В. При обесточивании основной сети переменного тока аппаратура 2ИА-7А-710 питается аварийного источника ПОС-125ТЧ. Включение аппаратуры производится выключателем ВГ-15К.

В лаборатории АиРЭО производится проверка погрешности показаний измерительной аппаратуры 2ИА-7, 2ИА-7А, 2ИА-7А вар.2 и их составных частей как с колодкой ПК-9Б так и без колодки с помощью контрольного прибора КП-5 совместно с установкой УПТ-1М или универсального измерительного прибора Р4833.

В эксплуатации необходимо особенно тщательно контролировать состояние электроцепей в зоне высоких температур, а также затяжку проводов на клеммных колодках, так как изменение переходных сопротивлений проводов воспринимается как искажение показаний температуры. Комплектовать указатели одной группы градуировки с термопарами другой не разрешается. Расположение термопары в газовом потоке фиксируется чаще всего штифтом, за этим надо следить. Необходимо поддерживать чистоту термопар.

При периодическом обслуживании проверяют состояние компенсационных проводов в районе двигателя. Провода должны быть покрыты

теплоизоляционной лентой типа ЛАС с перекрытием в 1/2 её ширины. Если эта лента пропитана маслом, керосином, АМГ, то её следует заменить. Компенсационные провода с поврежденной изоляцией следует также менять. При обслуживании проверяется отбортовка компенсационных проводов. При этом не следует допускать их провисания, соприкосновения с горячими частями двигателя и острыми кромками конструкции ВС.

При замене элементов комплекта термометра, например приёмника или указателя, следует учитывать, что все элементы должны иметь одну градуировку, которая указывается в документах на термометр и его элементах.

Контроль аппаратуры осуществляется кнопками на панели приборов контроля работы двигателей.

На земле и в воздухе работоспособность аппаратуры контролируют при запуске двигателя нажатием кнопки "Полётный контроль", при этом показания температуры падает до 0 – 150°. Кнопку встроенного контроля отпускают, показания должны восстановиться. Изменяя режим работы двигателя следят за изменениями температуры выходящих газов по указателю. При возрастании температуры и достижении температуры выходящих газов свыше 710° загорается табло "Опасная Т° газов" по сигналу от аппаратуры 2ИА-7А-710.

Термопары имеют высокую степень надежности и практически не отказывают. Основные отказы происходят в усилителе 2УЭ-6В и указателе УТ-7А-710. Наиболее характерные отказы и неисправности: отсутствие показаний ТВГ, "затирание" стрелки указателя, периодическое изменение показаний температуры по причине выхода из строя механизма отработки указателя, самопроизвольное перемещение стрелки указателя в сторону максимума показаний.

Измерительная аппаратура 2ИА-7АБ

Измерительная аппаратура 2ИА-7АБ в комплекте с параллельно соединенными хромель-алюмелевыми термопарами предназначена для измерения температуры выходящих газов авиационных двигателей Д-36.

В аппаратуре с точкой сигнализации к шифру УТ-7АБ добавляется точка сигнализации - УТ-7АБ-680°С, УТ-7АБ-770°С, УТ-7АБ-695°С соответственно.

Измерительная аппаратура 2ИА-7АБ проверяется в лаборатории АиРЭО на соответствии НТП с помощью контрольного прибора КП-5. Принцип проверки основан на сравнении показаний проверяемых приборов с показаниями контрольных приборов, в качестве которых применяются потенциометры постоянного тока, класса точности не ниже 0,05 (например ПП-63), установка УПТ-1 или универсальный измерительный прибор Р4833. С помощью контрольного прибора КП-5 производят соединение электрических цепей указателя с усилителями, колодками, источниками питания, осуществляется соединение проверяемых приборов с поверочным оборудованием, выполняется контроль подаваемых напряжений и световых сигналов.

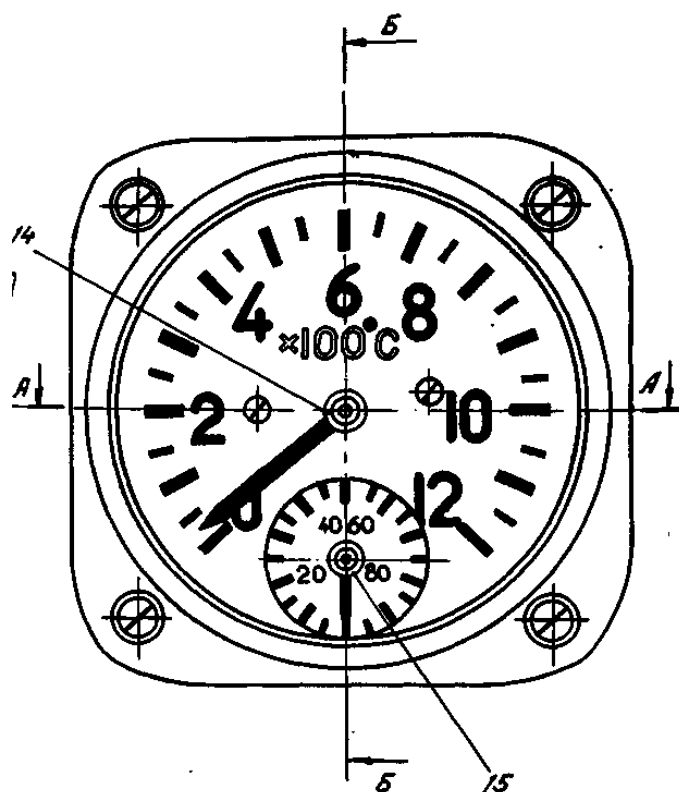


Рис. 2.15. Внешний вид указателя УТ-7А

Универсальный измерительный прибор Р4833 является потенциометром постоянного тока и служит для измерения ЭДС и напряжений постоянного тока компенсационным методом, имеет источник плавно регулируемых напряжений ИРН «V» 0-5V и ИРН «mV» от -5 до плюс 100 mV, пятидекадный магазин сопротивлений от 1111,10 Ω ступенями по 0,01 Ω . Можно производить проверку аппаратуры как в комплекте так и отдельно каждую составную ее часть.

Термометры масла двигателя

Наибольшее распространение получили унифицированный термометр ТУЭ-48 и термометр масла, являющийся частью электрического моторного индикатора ЭМИ-3, который выпускается в нескольких модификациях (ЭМИ-ЗР, ЭМИ-ЗРТИС и др.).

Температура масла на входе в двигатель замеряется приемником П-63, представляющим собой термометр сопротивления. Приемник П-63 входит в комплект трехстрелочного электрического индуктивного моторного индикатора ЭМИ-ЗРТИ и устанавливается на патрубке подвода масла к НКП.

Трехстрелочный электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗРТИС предназначен для измерения высокого давления топлива перед форсунками двигателя, давления масла, температуры масла на входе в двигатель. В комплект каждого индикатора входят датчики ИДТ-100 (4), ИДТ-8 (2), приемник температуры П-63Тр (3) и указатель УИ-3-3 (1). Комплект питается от сети постоянного тока 27В для термометра и от сети ~36В для манометров.

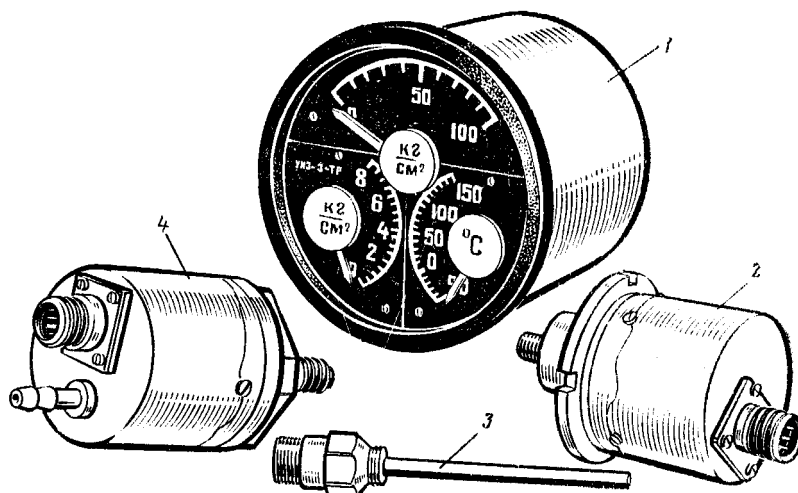


Рис. 2.16. Комплект ЭМИ-ЗРИ

В лаборатории АиРЭО указатель УИ-3-3 проверяется на установке ПУТ-48М. Погрешность прибора определяется как разность между показанием проверяемого прибора и истинным значением измеряемой величины. Перед отсчетом необходимо слегка постукивать по корпусам датчика и указателя. Во время проверки приборов надо обращать внимание на плавность хода стрелок. Стрелки должны перемещаться плавно, без скачков и затирааний. Недопустима вибрация стрелок

На самолете термометры проверяют при включении питания по плавности хода стрелок и по показаниям, которые должны соответствовать температуре контролируемой среды.

Основные отказы происходят из-за нарушения работы указателя УИ-3-3 и сопровождаются большой погрешностью показаний температуры масла, и из-за отказа датчика температуры масла П-63, приводящих к неправильным показаниям указателя.

Характерными неисправностями являются: завышение показаний прибора, которые могут происходить из-за загрязнений и коррозии в штепсельных разъёмах; зашкаливание стрелок приборов из-за обрыва цепи датчика, обрывы цепи обмоток указателя; изменение параметров элементов электрической схемы указателя.

Сигнализаторы температуры подшипников (СТП)

Сигнализатор температуры подшипника СТП-3, предназначен для выдачи светового сигнала о превышении предельно-допустимой температуры подшипника в месте контакта с рабочей поверхностью термопары.

СПТ-3 состоит из: термопары Т-96 1шт, усилителя - УС-3 сер2 1шт, сигнального табло "Опасная t° подшипников".

На самолете Ту-154Б на каждом двигателе НК-8-2У установлены 2 комплекта СТП-3, один контролирует температуру подшипника ротора КНД, другой - КВД.

Принцип действия сигнализатора СТП-3 заключается в сравнении ТЭДС хромель-копелевой термопары Т-96 с заданным напряжением моста сравнения усилителя УС-3, усилением их разности до величины, необходимой для срабатывания сигнальной лампы табло.

Питание усилителя производится постоянным током от бортовой сети 27В.

Схемой сигнализатора предусмотрен встроенный контроль: проверка работы усилителя и целостности внешней цепи с термопарой при помощи выносной кнопки контроля. При нажатии на кнопку контроля срабатывает схема контроля, производится разбаланс моста сравнения в обратную сторону, срабатывает усилитель и загорается сигнальная лампа сигнализатора. При отпускании кнопки контроля, лампа должна погаснуть.

При загорании сигнальной лампы “Опасная t° подшипников” в полете, двигатель подлежит останову и на земле выполняются следующие работы:

- проверяется исправность системы СТП-3; - осматривается масляный фильтр двигателя; - осматриваются магнитные пробки двигателя; - замеряется вибрация двигателя по бортовому указателю; - замеряется температура подшипников КВД и КНД подключением вместо усилителя измерительного прибора 2ТЦТ-47 к термопарам Т-96 в ШР “Г” двигателя.



Рис. 2.17. Щиток наземной проверки СТП и РТ

Если при осмотре на маслофильтре и магнитной пробке металлическая стружка не обнаружена, температура подшипников меньше 140°C , то двигатель допускается к дальнейшей эксплуатации. Аппаратура СТП-3 подлежит снятию и отправке на завод-поставщик для исследования.

В лаборатории АиРЭО производится проверка усилителя УС-3 аппаратуры СТП-3 с помощью контрольного прибора КП-5 совместно с установкой УПТ-1М или универсального измерительного прибора Р4833.

2.11. Техническая эксплуатация измерителей оборотов

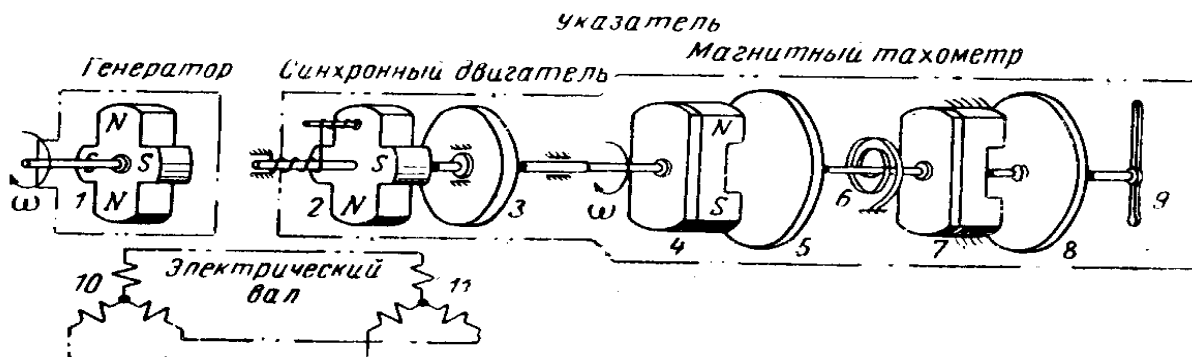
Магнитоиндукционные тахометры.

Они используются для измерения частоты вращения. Принцип действия их основан на взаимодействии вихревых токов, которые возникают в металлическом теле, вращающемся в магнитном поле, с полем постоянного магнита.

Для передачи вращения вала объекта к валу удалённой магнитной системы тахометра используется дистанционная синхронная передача, состоящая из синхронного трёхфазного генератора, линии связи и синхронного двигателя. Частота f трёхфазного тока генератора определяется частотой вращения его ротора

$$f = \frac{pn}{60}, \quad (2.10)$$

где: p - число пар полюсов синхронного генератора,
 n - частота вращения вала двигателя.



1 — магнит генератора; 2—магнит-ротор синхронного двигателя; 3 — гистерезисный диск; 4 — постоянный магнит чувствительного элемента; 5 — диск чувствительного элемента; 6 — противодействующая пружина; 7 — магнит демпфера; 8 — диск демпфера; 9 — стрелка; 10 — обмотка генератора; 11 — статорная обмотка синхронного двигателя.

Рис. 2.18. Принципиальная схема магнитоиндукционного тахометра

Из формулы следует, что частота вращения ротора синхронного двигателя зависит от измеряемой частоты вращения вала объекта.

В ГА нашли широкое применение магнитоиндукционные тахометры типа ТЭ со шкалой в об/мин, и типа ИТЭ со шкалой проградуированной в процентах. Широко применяются тахометры ИТЭ-1 (однострелочные) и ИТЭ-2 (двухстрелочные).

Прибор типа ИТЭ-1 состоит из датчика ДТЭ-1 и указателя ИТЭ-1. Датчик ДТЭ-1 представляет собой трёхфазный синхронный генератор, имеющий фланцевое крепление на авиадвигателе.

Сдвоенный тахометр ИТЭ-2 отличается от тахометра ИТЭ-1 тем, что в

одном корпусе размещены два указателя. Каждый указатель соединён со своим датчиком, аналогичным датчику тахометра типа ИТЭ-1.

Характерными неисправностями тахометров являются обрывы и короткие замыкания в соединительных проводах, в разъёмах, обрывы обмоток статора в датчике, указателе. При таких неисправностях стрелка указателя при работающем двигателе стоит на нуле. При перепутывании концов соединительных проводов, например при восстановлении обрывов в штепсельных разъёмах, стрелка указателя может двигаться в обратную сторону. При наличии короткозамкнутых витков в обмотках датчика могут возникнуть пульсации стрелки измерителя при малой частоте вращения ротора. Неправильные или неустойчивые показания прибора происходят также из-за переменного контакта в разъёмах датчика или указателя, разрегулировки комплекта. Причиной повышения погрешности прибора может быть изменение характеристик термоманитного шунта или пружины в указателе.

При оперативном ТО тахометры не проверяют. Однако их работоспособность контролируется при каждом запуске двигателя. При периодическом обслуживании, а также перед установкой на самолет, тахометры проверяют в лаборатории АиРЭО на соответствие НТП с помощью контрольно-тахометрической установки КТУ-1М и составляются таблицы поправок измерения оборотов.

Основная погрешность комплекта на отметках 60, 80 и 100%, не должна превышать 0,5% и на отметках 10, 50 и 105% - не должна превышать 1%. Проверяется уравнированность подвижной системы, плавность хода стрелок указателей и недоход стрелок до нулевой отметки, а также межфазное напряжение и отсутствие явления раскачки стрелок.

Междуфазное напряжение датчика, нагруженного одним указателем при показаниях 60% должно быть в пределах $10,5 \div 12,5В$.

При отказе датчика или указателя их меняют. Основные отказы и неисправности тахометров происходят из-за заедания ротора датчика ДТЭ-5Т, обрыва проводов ШР-ов "А" и "Ж" двигателя, отказа датчиков ДТЭ-6Т, переменного контакта проводки ПО-11, ПО-12 в ШР датчика, разрушения подшипников ДТЭ-6Т, загрязнения контактов ШР-а ДТЭ-5Т.

Частоты вращения роторов низкого и высокого давления двигателя Д-30 самолета Ту-134А измеряются с помощью магнитно-индукционных тахометров, каждый комплект которых состоит из датчика и указателя (измерителя).

Датчик частоты пквд ДТЭ-5Т установлен на ВКП, а его указатель ИТЭ-2Б (общий для двух двигателей) на приборной доске пилотов. Датчик пкнд ДТЭ-5Т установлен на НКП. Указатель этого датчика ИТЭ-2Т, также общий для двух двигателей, размещен на дополнительном щитке в кабине экипажа, поскольку измерение пкнд не требуется для пилотирования самолета, но нужно для контроля за работой двигателя.

В эксплуатации при необходимости разрешается ставить датчики ДТЭ-1 вместо ДТЭ-5 и указатели ИТЭ-2 вместо ИТЭ-2Т.

Тахометрическая аппаратура (ТСА)

Тахометрическая сигнальная аппаратура применяется в двух вариантах.

В первом - ТСА предназначена для измерения частоты вращения вала двигателя ВСУ при её запуске и выдачи в схему дистанционного управления четырех сигналов: 45, 70, 90 и 105% для коммутации соответствующих цепей системы запуска и останова двигателя.

На самолёте ТУ-154 ТСА-6М включает в себя:

- датчик тахометра ДТЭ-5Т,
- преобразователь ПТА-6М,
- измеритель ИТА-6М.

Во втором варианте ТСА служит для измерения частоты вращения вала авиадвигателя и выдачи сигналов на показывающий прибор.

Так, на самолете ЯК-42 установлено три комплекта ТСА-13.

В состав каждого комплекта входят по три датчика ДТА-10 (для вентилятора, КВД, КНД) по три преобразователя ПТА-13 и один трёхстрелочный указатель ИТА-13. Аппаратура ТСА-13 проверяется при работающем двигателе нажатием кнопок встроенного контроля, стрелки встают на нуль. При неработающем двигателе через контрольный ШР установкой УК-23. На каждом двигателе ряда современных самолетов устанавливается по несколько датчиков ДТС-10. На ЯК-42 на каждом двигателе установлено по десять датчиков, которые выдают сигналы частот вращения вентилятора, КВД, КНД, в электронную систему управления двигателем, в измеритель вибрации.

При периодическом ТО на самолете производят внешний осмотр тахосигнальной аппаратуры, снятие на проверку в лабораторию АиРЭО указателей и преобразователей и проверку работоспособности тахосигнальной аппаратуры при запуске двигателей.

Наиболее часто происходит отказ измерителей ИТА-6М по причине перегорания сигнальных ламп не смотря на то, что при периодическом ТО ИТА-6М в лаборатории производят замену сигнальных ламп.

Отказы аппаратуры ТСА-6М приведены в таблице 2.2.

Характерные неисправности ТСА-6М. Таблица 2.2.

Проявление неисправности на ВС	Тип отказавшего КИ	Причина неисправности
Горит сигнальная лампочка "Отказ ТСА"	ИТА-6М	Перегорание сигнальной лампы Л-4
При работающем ВСУ временами загорается лампочка "Отказ ТСА"	ИТА-6М	Нет сигнализации отключения по предельным оборотам двигателя - перегорание сигнальной лампы
При запуске ВСУ загорается табло "Неисправность ТСА"	ИТА-6М	Перегорание сигнальной лампы
При включении питания щитка запуска ВСУ загорается табло "Неисправность ТСА"	ИТА-6М	Перегорание сигнальной лампы Л-2
Не запускается ВСУ	ИТА-6М	Перегорание сигнальной лампы Л-1

2.12. Эксплуатация измерителей вибрации

Вибрация наряду с другими измеряемыми параметрами силовой установки характеризует её техническое состояние. Вибрация в основном возникает из-за неуравновешенных центробежных сил, вызванных дисбалансом вращающихся частей двигателя. Разрушение, износ частей конструкции двигателя ведёт к возрастанию вибрации, поэтому в процессе эксплуатации силовой установки следует наблюдать за уровнем вибрации.

В авиационных измерителях вибрации в качестве датчика вибрации используется пружинный акселерометр с электроиндукционным преобразователем вибрации в электрический сигнал. Поскольку при гармонической вибрации существует взаимная связь между скоростью и ускорением, при измерении вибрации акселерометр может служить датчиком виброскорости и виброускорения. Для турбовинтовых двигателей уровень вибрации следует нормировать по виброускорению, так как частота вращения вала винта и частота вибрации постоянны.

У турбореактивных двигателей частота вращения роторов изменяется в зависимости от тяги в некотором диапазоне, в этом диапазоне и следует контролировать вибрацию, нормируя её по допустимому значению виброскорости.

Таким образом, в измерителях вибрации шкала может быть проградуирована в единицах виброскорости (мм/с) и в единицах ускорения (0... 7g). Схема измерителя вибрации состоит из акселерометра, который крепится в точке измерения вибрации, и системы электрических усилителей и фильтров, формирующих сигнал, поступающий на указатель.

Измеритель вибрации имеет кнопку встроенного контроля, при нажатии на которую проверяется исправность электронного блока, показывающего прибора и сигнализации. При этом не обеспечивается контроль вибропреобразователя и входных цепей устройства. Проверку измерителя выполняют перед запуском двигателей. При нажатии на кнопку стрелка прибора должна установиться в определённом секторе шкалы (70-100%), а также должны загореться сигнальные лампы “Вибрация велика” и “Неисправность двигателя”. В измерителях вибрации наиболее часто отказывают вибропреобразователи. Это связано с особыми условиями, в которых они находятся. За счёт длительного воздействия вибраций по трем осям появляется износ в осях, шарикоподшипниках. За счёт износа увеличивается боковая чувствительность. Изменение характеристик подвеса инерционной массы может изменить собственную частоту вибропреобразователя. Износ осей и элементов приводит к завышению показаний, а также к заеданиям. При этом проверка от кнопки встроенного контроля неисправности не выявляет. Заедание может самоликвидироваться, при этом может появиться ложный сигнал об опасной вибрации. Электронные блоки отказывают редко, а показывающие приборы почти не отказывают.

Аппаратура ИВ-154

В своём составе содержит:

- шесть магнитоэлектрических датчиков вибрации измеряющих вибрацию передних и задних опор,
- три двухканальных электронных блоков преобразующих и усиливающих сигналы датчиков;
- индикатор вибрации,
- переключатели "Двигатели", "1,2,3" и "Опора передняя - опора задняя",
- две кнопки контроля "Контроль опора передняя", "Контроль опора задняя".

В эксплуатации, после включения питания поочередным выбором всех режимов проверяют работоспособность всех каналов аппаратуры, затем производят проверку аппаратуры встроенным контролем, нажатием кнопки ВСК. Исправность подтверждается увеличением показаний уровня вибрации по указателю до 70-100% или мм/с в зависимости от типа аппаратуры и загоранием табло "Вибрация велика" и "Опасная вибрация".

В случае загорания табло в полёте необходимо проверить канал встроенным контролем, затем снизить обороты до погасания табло (виброскорость до 40 мм/с). Если при снижении режима работы двигателя табло не погаснет и показания виброскорости не уменьшатся - двигатель выключают. Поэтому исправная работа аппаратуры измерения вибрации имеет важное значение в обеспечении безопасности полетов.

Перспективными являются измерители, у которых вибропреобразователь представляет собой пьезоэлектрический акселерометр (МВ-04-1 и ИВ-50П). Измерители этого типа более надёжны, но требуют повышенной культуры обслуживания.

При периодическом ТО на самолете производят проверку настройки виброаппаратуры с помощью КПА и подстройку порогов срабатывания сигнализации опасной величины уровня вибрации.

В случае срабатывания в полете сигнализации опасной величины уровня вибрации двигателя на самолете при ТО выполняется комплекс работ по проверке двигателя с обязательной заменой аппаратуры измерения вибрации на аппаратуру первой категории.

Аппаратура ИВ-50П

В аппаратуре ИВ-50П-А-3 применен пьезоэлектрический датчик вибрации МВ-04-1.

Принцип действия датчика МВ-04-1 основан на генерировании электрический заряда при воздействии вибрации на датчик, пропорционального величине ускорения - вибрации двигателя, на котором закреплен датчик.

На одном двигателе самолета устанавливаются по два датчика вибрации, подключенные ко входу первого и второго канала соответственно. Датчик первого канала устанавливается на раздельном корпусе двигателя, датчик второго канала - на задней подвеске двигателя.

По индикатору снимают показания виброскорости в процентах любого из каналов аппаратуры: РК 1 двигателя, ЗП 1 двигателя, РК 2 двигателя, ЗП 2 двигателя, РК 3 двигателя, ЗП 3 двигателя.

На самолете имеются световые табло “Повышенная вибрация” (первый уровень сигнализации) и табло “Опасная вибрация” (второй уровень сигнализации).

В качестве электронного блока в аппаратуре ИВ-50П-А-3 применен двухканальный блок БЭ-30-2. Блок БЭ-30-2 имеет полосу пропускания фильтров 50-200 Гц.

Несмотря на то, что в аппаратуре ИВ-50П применен более современный пьезоэлектрический датчик МВ-04 аппаратура ИВ-50П по сравнению с аппаратурой ИВ-154 и ИВ-200 имеет более частое ложное срабатывание сигнализации повышенного уровня вибрации при исправной работе двигателя. Поэтому промышленностью совместно с КБ «Туполев» рекомендовано в эксплуатации производить подбор датчиков индивидуально для каждого двигателя руководствуясь коэффициентом преобразования датчика, указанным в паспорте на датчик. При ложном срабатывании сигнализации повышенного уровня вибрации (возбуждении усилителя электронного блока ИВ-50) необходимо подобрать датчик с увеличенным коэффициентом преобразования и снизить коэффициент усиления усилителя электронного блока.

Техническое обслуживание аппаратуры измерения вибрации

При периодическом обслуживании измерители вибрации проверяют на самолете с помощью установки УПИВ разных модификаций. Универсальная установка УПИВ-У позволяет проверять все измерители с магнитоэлектрическими датчиками кроме ИВ-41. Для измерителей вибрации с пьезоэлектрическими вибропреобразователями применяют УПИВ-П-1. С помощью установок УПИВ можно проводить все виды проверок, настроек и регулировок.

Каждый датчик аппаратуры измерения вибрации имеет свой коэффициент преобразования. Значение коэффициента преобразования указано в паспорте датчика. В зависимости от коэффициента преобразования производится градуировка электронного блока аппаратуры измерения вибрации.

Электронный блок аппаратуры измерения вибрации настраивается на срабатывание сигнализации “Повышенная вибрация” и “Опасная вибрация” при определенном уровне сигнала с датчика.

При отклонении характеристик аппаратуры измерения вибрации на

самолете выполняются следующие работы:

- закрепите датчики изделия, если они не надежно закреплены;
- очистите изделия протиркой бязью, если на изделиях обнаружены пыль и грязь;
- закрепите провода и жгуты, присоедините провода металлизации;
- затяните и законтрите накидные гайки, если они плохо затянуты и не законтрены;
- протрите контакты соединителей салфеткой, смоченной бензином, продуйте их сжатым воздухом, если обнаружены пыль и грязь;
- замените индикатор, если обнаружите повреждение стекол и стрелок;
- замените раму с неисправными амортизаторами;
- замените электронный блок, если при проверке его на УПИВ-П-1 обнаружена неисправность;
- замените датчик, если при проверке его на УПИВ-П-1 зафиксировано включение светового индикатора “УПИВ-П-1 НЕИСПРАВЕН” при исправной соединительной линии от датчика до электронного блока.

Отказы и неисправности аппаратуры измерения вибрации. Таблица 2.3.

Внешнее проявление отказа и неисправности	Тип отказавшего КИ	Причина неисправности
-При проверке ВСК нет сигнализации “Повышенная вибрация”, “Опасная вибрация”; -Не работает от встроенного контроля -При поверке от кнопки встроенного контроля передней опоры происходит колебание стрелки указателя от 0 до 100% -При проверки от встроенного контроля происходит останов стрелки на к-л значении	БЭ-30-2 ИВ-50П	Отсутствует сигнализация превышения уровня вибрации Отказ блока контроля Выход из строя регулировочного потенциометра ВК канала 1 Отказ электронного блока
-Кратковременное загорание табло “Неисправность двигателя” и “Опасная вибрация” -Колебание стрелки указателя в пределах 60-70%	БЭ-30-4 ИВ-50	Отказ блока контроля Отказ блока контроля
-Повышение виброскорости до превышения опорного значения более чем на 4 ед	БЭ-8 ИВ-154	Завышенное показание уровня вибрации-отрегулировано усиление

2.13. Особенности эксплуатация оборудования топливной системы

К оборудованию топливной системы различных самолетов относятся суммирующий электрический топливомер самолётный (СЭТС), автомат центровки топлива (АЦТ), система программного управления топливом (СПУТ), система управления и измерения топлива (СУИТ), система измерения расхода топлива типа PTMC, СИРТ.

Завышение показаний топливомера может привести к авиационному инциденту. Занижение показаний приводит к дополнительным экономическим потерям, так как в этом случае перевозится "лишнее" топливо.

Контроль работоспособности топливомера, в том числе правильности его показаний, производится на земле при заправке самолёта топливом по результатам сравнения показаний счётчиков на топливозаправщике с показаниями топливомера. Правильность показаний топливомера контролируется в полёте путём сравнения показаний топливомера и расходомеров, она может контролироваться также за счёт сравнения показаний количества топлива по стрелке указателя "Сумма" с суммой показаний количества топлива в отдельных баках, группах.

Перед заправкой ВС топливом должны быть приняты соответствующие меры пожарной безопасности, обесточены все потребители на борту. При заправке должна быть включена бортсеть постоянного и переменного тока для питания топливомера и агрегатов системы заправки - кранов, насосов, сигнализации. После заправки на указателях расходомеров устанавливают счётчики расхода на соответствующие значения. В некоторых топливомерах предусмотрен ручной ввод поправки на сорт топлива.

Наиболее характерным проявлением неисправности топливомера являются его неправильные показания. Одной из причин этого - попадание влаги в электропроводку датчиков измерительной части топливомера. Число отказов топливомера, как правило, увеличивается в осенне-зимний период, т.е. при повышении влажности и резких перепадах температур. Конденсат и влага может скапливаться внутри головок ёмкостных датчиков из-за нарушения целостности уплотнителей крышки или слабой затяжки винтов её крепления. Влага, грязь могут попадать в топливные баки вместе с топливом, грязь может скапливаться внутри коаксиальных труб датчиков. Вода, как известно, имеет примерно в 40 раз большую диэлектрическую проницаемость, чем топливо. В связи с этим накопление влаги в измерительных датчиках приводит к увеличению его электрической ёмкости и завышению показаний топливомера. Влага способствует снижению сопротивления изоляции проводов, что также приводит к завышению показаний топливомера. Влага может вызвать короткие замыкания в электропроводке топливомера.

Неправильные показания могут быть связаны также с неполной компенсацией погрешности топливомера датчиками - компенсаторами, нарушением целостности изоляции проводов. При коротких замыканиях в цепях

датчиков стрелка топливомера может зашкаливать за максимум, при обрывах в цепях датчиков топливомер будет показывать заниженные показания.

При неправильных показаниях топливомера проверяют сопротивление изоляции соединительных линий с помощью мегомметров с напряжением 500В. С этой целью отсоединяют разъёмы от всех датчиков топливомера, а также те разъёмы электрожгутов дистанционных переключателей и других элементов, которые идут к датчикам. Подсоединяя мегомметр к клеммам разъёмов, идущих от переключателей, и корпусу самолёта, определяют сопротивление изоляции, которое должно быть для большинства топливомеров не менее 10 МОм.

Для восстановления сопротивления изоляции просушивают штепсельные разъёмы и электрическую проводку тёплым воздухом с температурой не более 70°C, например, от аэродромных подогревателей МП-85, МП-300. Если сопротивление изоляции соответствует установленным значениям, а погрешность показаний топливомера больше допустимой, то необходимо снять все ёмкостные датчики, промыть, просушить и проверить их в лаборатории. В случае неисправности датчиков следует их заменить. Регулировка системы в этих случаях не производится. Если показания топливомера после замены датчиков не будут соответствовать норме, то следует заменить блок измерения. После замены блока измерения, а на некоторых ВС и при одной из форм периодического обслуживания необходимо произвести проверку и регулировку нулевого и максимального положения соответствующих стрелок указателя топливомера. Для этого ВС устанавливают в горизонтальное положение и сливают топливо. Горизонтальность ВС определяют с помощью включенных авиагоризонтов или геодезических приборов - нивелиров. Регулировка нулевого положения стрелок производится при несливаемом остатке топлива в баках. Затем полностью заправляют баки самолета топливом и регулируют максимальное положение стрелок топливомера. Регулировку выполняют специальными потенциометрами, расположенными в блоках измерения топливомера.

При периодическом обслуживании производят внешний осмотр аппаратуры топливной системы, датчики топливомеров снимают в лабораторию АиРЭО для очистки от загрязнений смолистыми отложениями в топливе и проверки их на соответствие НТП.

На самолете работоспособность измерительной части топливомера проверяют путём поочередного нажатия кнопок, например, "Н" и "Р" на указателе и соответствия заправленного количества топлива в баках самолета показаниям топливомера.

Работу систем компенсации и резервирования проверяют, используя для этого кнопки, расположенные на измерительных блоках.

2.14. Эксплуатация системы измерения масла СИМ2-4

Система измерения масла СИМ2-4 предназначена для дистанционного измерения запаса масла в баке одного двигателя и выдачи сигналов 8л и 34л на сигнальную лампу УРОВЕНЬ МАСЛА.

На самолете Ту-154М установлено 3 комплекта масломера СИМ2-4.

В состав масломера входят:

датчик масломера с компенсатором ДМКЗ-1..... 1 шт,

индикатор уровня ИУ7-1..... 1 шт,

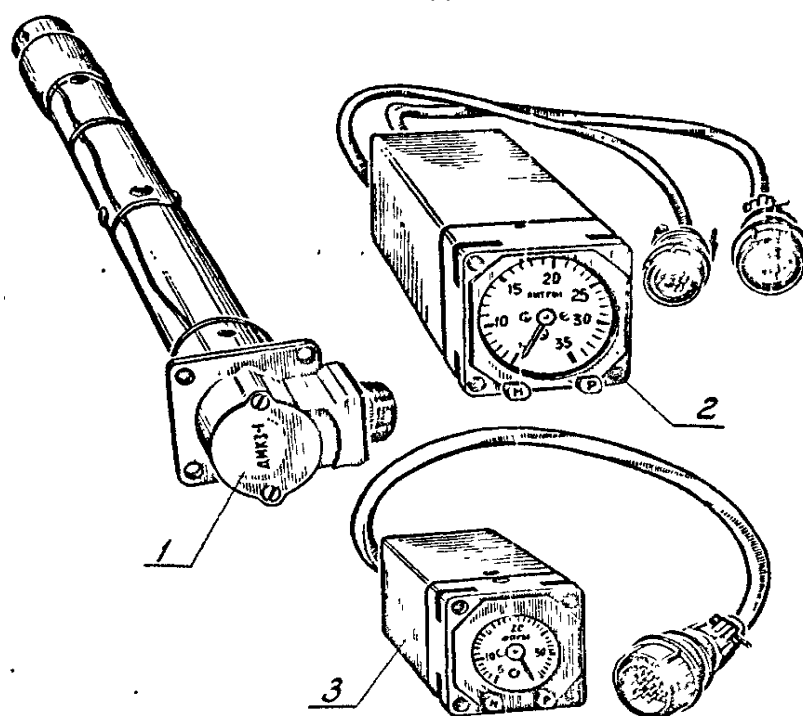
индикатор уровня ИУ8-1..... 1 шт.

Изделия, входящие в масломер, размещены на самолете следующим образом:

индикатор ИУ7-1 устанавливается на щитке заправки,

индикатор ИУ8-1 устанавливается на приборной доске в кабине экипажа,

датчик устанавливается в маслобаке двигателя.



1 - датчик ДМКЗ-1;
2 - индикатор ИУ7-1;
3 - индикатор ИУ8-1.

Рис. 2.19. Система измерения масла СИМ2-4

Датчик ДМКЗ-1 служит для преобразования неэлектрической величины (уровня масла) в электрическую величину (емкость C), изменяющуюся пропорционально изменению уровня масла. Датчик содержит также емкостной компенсатор, емкость которого зависит от диэлектрической проницаемости масла (ϵ).

Индикатор ИУ8-1 служит для дублирования показаний индикатора ИУ7-1 и находится в кабине экипажа.

Питание осуществляется переменным однофазным током напряжением 115В частотой 400Гц и постоянным током напряжением от 27В.

Для проверки изделий масломера в условиях эксплуатации служит контрольно-проверочная аппаратура КПА-ИС2.

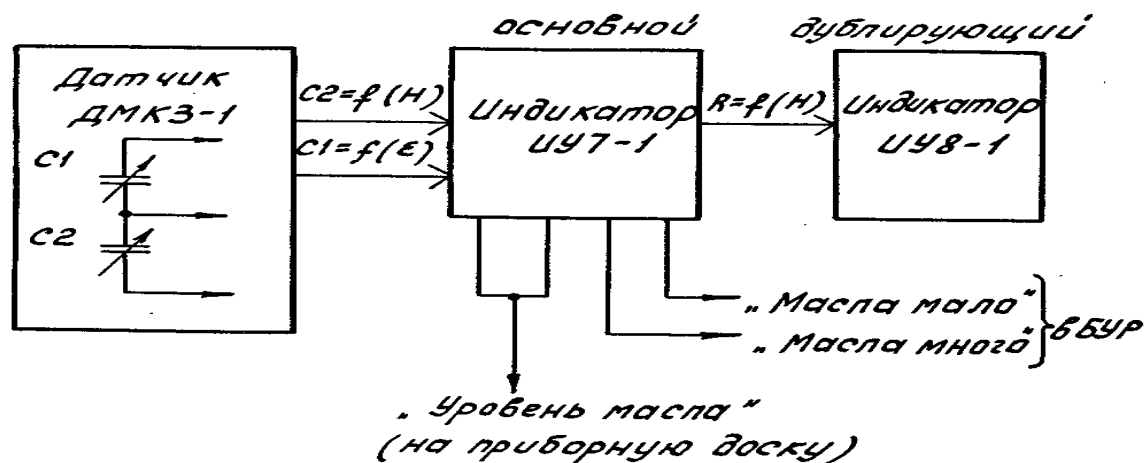


Рис. 2.20. Структурная схема масломера

Контроль функционирования канала измерения производится нажатием на кнопки встроенного контроля Н и Р, расположенные на лицевой панели индикатора ИУ7-1. При нажатии на кнопку Н стрелка индикатора ИУ7-1 перемещается в сторону начальной отметки шкалы индикатора. При отпускании кнопки Н стрелка индикатора устанавливается в исходное положение. При нажатии на кнопку Р стрелка индикатора перемещается в сторону конечной отметки шкалы. При отпускании кнопки Р стрелка индикатора устанавливается в исходное положение.

- Дублирующий канал измерения включает размещенный в индикаторе ИУ7-1 потенциометр-задатчик и индикатор ИУ8-1. Работа дублирующего канала измерения основана на методе сравнения токов с использованием мостовой следящей системы.

Контроль функционирования дублирующего канала измерения производится нажатием на кнопки Н и Р, расположенные на лицевой панели индикатора ИУ8-1. При нажатии на кнопку Н стрелка индикатора ИУ8-1 перемещается к начальной отметке шкалы индикатора. При отпускании кнопки Н стрелка индикатора возвращается в исходное положение. При нажатии на кнопку Р индикатора ИУ8-1 стрелка индикатора перемещается к конечной отметке шкалы. При отпускании кнопки Р стрелка индикатора возвращается в исходное положение.

Техническая эксплуатация систем регистрации полётной информации

3.1. Общие сведения о самописцах регистрации режимов полета

Уровень безопасности полетов определяется функциональной эффективностью экипажа и АТ. Поэтому возникает необходимость детального контроля и анализа каждого полёта. Регулярность контроля и анализа выполнения полетных заданий позволяет: качественно контролировать и совершенствовать профессиональную подготовку экипажей; разрабатывать эффективные меры по профилактике авиационных происшествий; эффективно расследовать причины лётных происшествий и авиационных инцидентов.

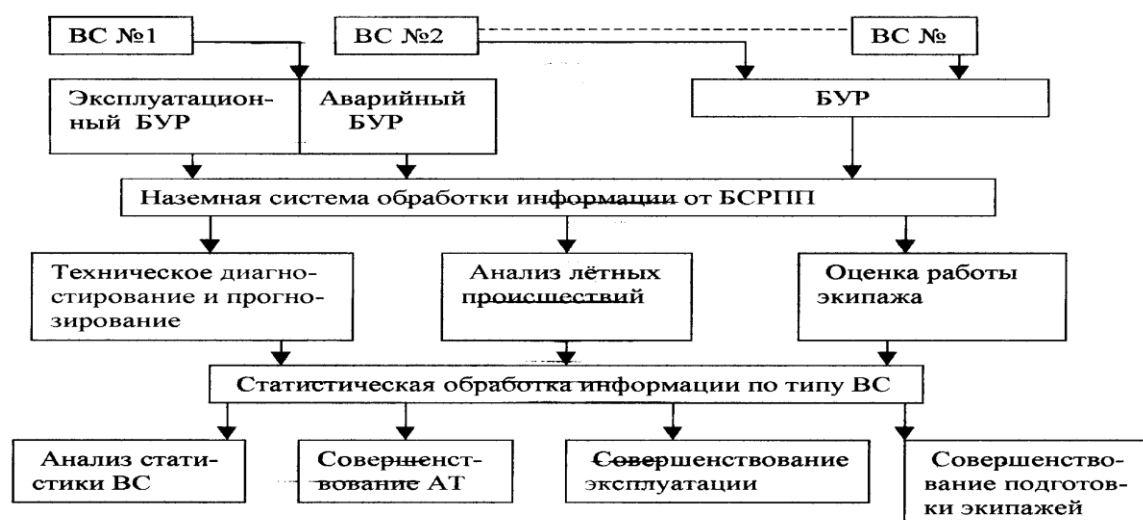


Рис. 3.1. Схема использования записей самописцев

Выполнять эти задачи можно с помощью наземных и бортовых средств контроля, бортовая часть которых содержит системы регистрации полетной информации.

Бортовой регистратор - любой самопишущий прибор, установленный на воздушное судно в качестве источника информации, используемой для проведения расследования авиационных происшествий и инцидентов, оценки технического состояния, режимов работы и соблюдения правил эксплуатации авиатехники.

Комбинированный регистратор (самописец) - бортовой регистратор, предназначенный для одновременной записи аналоговых пирометров, бинарных сигналов, служебной информации и звуковой информации.

Магнитный регистратор - бортовой регистратор, в котором в качестве носителя информации используется магнитофонная лента.

Бортовой регистратор звуковой информации (бортовой магнитофон) -

бортовой регистратор, предназначенный для записи звуковой информации.

Звуковая информация - переговоры по внутренней и внешней связи, спецсигналы, поступающие в телефоны пилотов и громкоговорители, открытые переговоры и шумы в кабине экипажа.

Носитель информации - физическое тело (фотопленка, магнитная лента, электронный элемент памяти и т.п.), которое содержит записанную *бортовым регистратором* информацию.

Основными требованиями к регистраторам являются: сохраняемость записанной информации при пожаре, ударной перегрузке с ускорениями до 100g, при попадании носителя информации в топливные и масляные смеси, малые габариты, достаточное количество записываемой и сохраняемой информации.

Конструктивно накопители полетной информации обычно разделяют на две независимые части - эксплуатационный регистратор и аварийный. Аварийный накопитель помещается в специальный защитный контейнер.

Защищенный бортовой накопитель - *бортовой регистратор* или его элемент, обеспечивающий сохранность накопленной в полете информации в случае авиационного происшествия или инцидента при нештатных внешних воздействиях.

Эксплуатационный бортовой накопитель - *бортовой регистратор* или его элемент, обеспечивающий сохранность накопленной в полете информации в штатных условиях эксплуатации и ее оперативное считывание (копирование).

В зависимости от способа записи различают системы с механической, фотооптической, магнитной, теплехимической (на специальную ленту из фольги) записью информации.

В зависимости от формы записи информации самописцы могут быть с аналоговой и дискретной формой записи. Дискретная форма записи может быть широтно-импульсной и цифровой.

Бортовой регистратор параметрической информации - *бортовой регистратор*, предназначенный для записи аналоговых параметров, бинарных сигналов и служебной информации.

Аналоговые параметры - параметры, принимающие любое значение в физически возможном диапазоне их изменения и характеризующие движение воздушного судна, положение органов его управления, параметры силовой установки и отдельных систем и т.п.

Бинарные сигналы - параметры, характеризующие наличие или отсутствие какого-либо сигнала, включенное или выключенное состояние системы и принимающие значение 0 или 1.

Служебная информация - информация, характеризующая служебные параметры (номер рейса, бортовой номер воздушного судна, дату полета, текущее время, массу, центровку и т.п.).

К основным системам регистрации полетной информации можно отнести: самописец КЗ-6З, барограф, систему регистрации типа САРП, магнитные системы регистрации полетной информации МСРП, бортовые средства сбора звуковой информации — МАРС-БМ и МС-61Б.

3.2. Техническая эксплуатация самописца КЗ-63

Трех компонентный самописец режимов полета КЗ-63 предназначен для регистрации в полете высоты, индикаторной скорости и вертикального компонента перегрузки. Самописец состоит из собственно самописца и фильтра радиопомех.

С помощью самописца КЗ-63 определяют нагруженность конструкции ВС по зафиксированной величине перегрузки.

Данные по обработке пленки самописца и сама пленка хранятся в УЭССОПИ АТБ с момента получения самолета и до его ремонта. При каждом продлении ресурса самолета в акте технического состояния ВС даются сведения о перегрузки самолета свыше 2-х g. В случае утери записи о величине перегрузки самолета в полете необходимо выполнять на самолете внеочередное периодическое техническое обслуживание по форме 2.

Поэтому грамотному техническому обслуживанию самописца КЗ-63 в авиакомпаниях уделяют особое внимание.

- Диапазоны регистрируемых величин:

	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
Высоты, км	От 0 до 15	От 0 до 20	От 0 до 25
Скорости, км/ч	От 150 до 700	От 200 до 1100	От 300 до 1500
Перегрузки, g	От -1,5 до +3,5	От -1,5 до +3,5	От -2 до +9

Примечание. Самописец КЗ-63 1-го варианта устанавливается на самолеты Ту-154. Самописец КЗ-63 2-го варианта устанавливается на самолеты Ту-134.

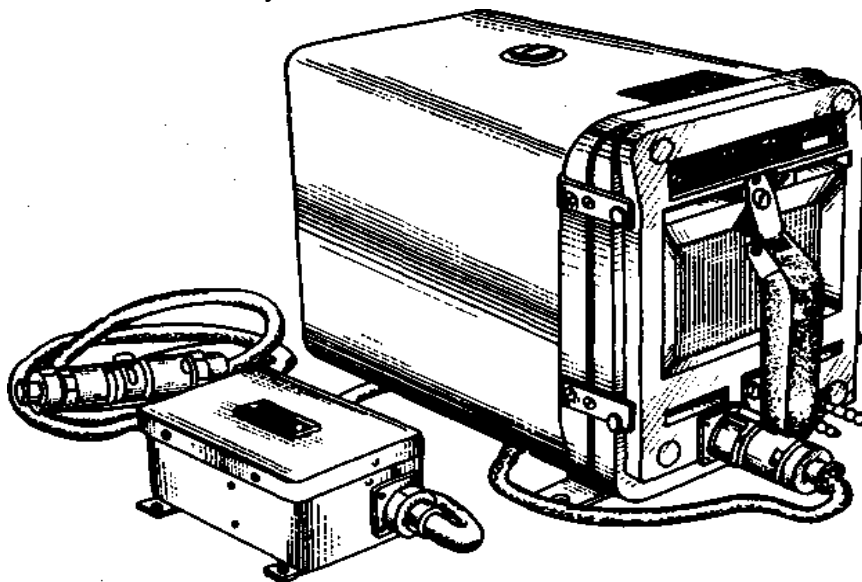


Рис. 3.2. Внешний вид самописца КЗ-63 с фильтром

- Частота срабатывания отметчика времени от внутреннего контактного механизма - у самописцев 1 и 2 вар. — 1 импульс в 3 мин, у самописцев 3 вар. — 1 импульс в 1 мин.

- Скорость протяжки пленки от 4,2 до 5,2 мм/мин и от 4,2 до 5,2 мм/с. Переключение скоростей может быть автоматическим при перегрузке и ручным от тумблера.

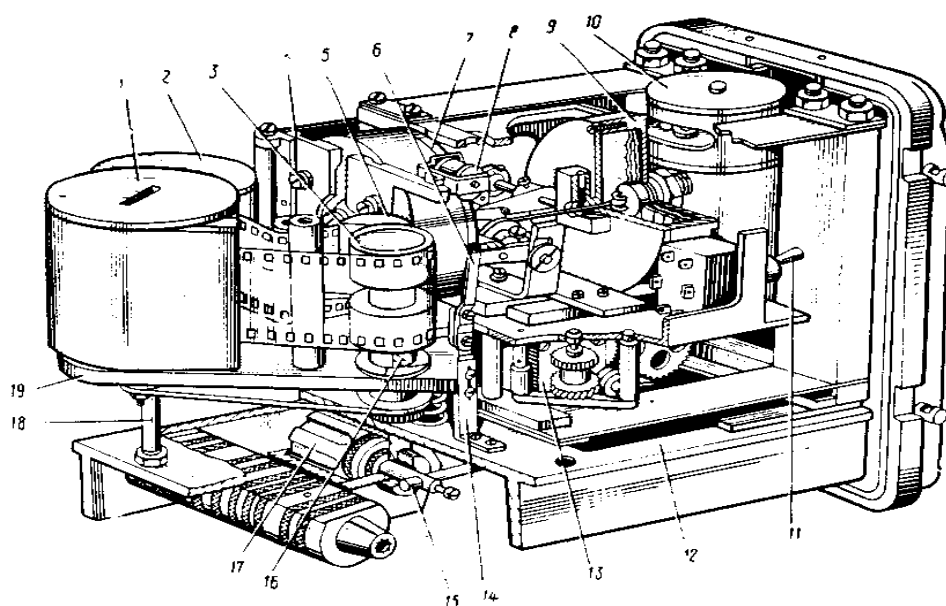
- Вид записи: царапание корундовыми резцами по эмульсии черно-белой кинопленки, зафиксированной без проявления.

- Запас пленки — 10 м. Соответствует записи в течении 20 часов полетного времени.

- Погрешность регистрации от диапазона записи: высоты и скорости — $\pm 4\%$, перегрузки — $\pm 3\%$.

- Напряжение электропитания 27В $\pm 10\%$. Потребляемый ток не превышает 5А. Защита - АЗСГК-5. На самолете Ту-154 питается от РК кухни.

Протяжка пленки осуществляется лентопротяжным механизмом с помощью электродвигателя. Подключение самописца к бортовой сети самолета производится с помощью специально прикладываемого кабеля с фильтром для подавления радиопомех.



- | | |
|---|----------------------------|
| 1. Бронекассета | 10. Электродвигатель |
| 2. Ведомая катушка | 11. Переключатель скорости |
| 3. Ведущий барабан | 12. Основание |
| 4. Коробка | 13. Муфта |
| 5. Столик | 14. Стойка |
| 6. Стрелка | 15. Коромысло |
| 7. Герметизированная
камера системы скорости | 16. Собачка |
| 8. Отметчик времени | 17. Демпфер |
| 9. Герметизированная
камера системы высоты | 18. Упор |
| | 19. Откидная панель |

Рис. 3.3. Механизм самописца КЗ-63

Самописец включается автоматически при разбеге и достижении скорости самолета 70 км/ч.

На самописце установлен отметчик времени.

Для синхронизации записи самописца КЗ-63 отметчик времени работает от внутреннего импульсного устройства.

Для работы отметчика времени от импульсных электронных часов МЧ-62 необходимо соединить провод с контактом «МЧ», а для работы отметчика времени от внутреннего импульсного устройства необходимо соединить провод с контактом «ВН».

Механизм самописца КЗ-63 показан на рис. 3.3.

Характерные отказы и неисправности самописцев КЗ-63 следующие: слабо пишет резец, иногда совсем не пишет один из резцов, сильное прижатие резца, нарушение положение базовой линии, нет протяжки пленки.

Отказы и неисправности самописца КЗ-63. Таблица 3.1.

Неисправности	Возможная причина	Способ устранения
1. Плохо видна линия записи	Недостаточный прижим стрелки	Увеличьте прижим регулировочным винтом на стрелкодержателе
2. Линия записи очень широкая, при записи происходит снятие толстой стружки	Слишком большой прижим стрелки	Уменьшите прижим стрелки регулировочным винтом на стрелкодержателе
3. Отсутствует линия записи отметчика времени	Недостаточный прижим стрелки отметчика времени	Ослабьте винты, крепящие отметчик времени и сместите его
4. Нет герметичности статической или динамической систем	Нарушение герметичности резиновых трубопроводов	Замените резиновые трубопроводы
5. При работе в автоматическом режиме протяжка ленты осуществляется на большой скорости	Нарушена регулировка автомата переключения скоростей	Произведите регулировку автомата переключения скоростей

Проверка самописца на самолете

1. Выньте самописец из кожуха (не отсоединяя шланги статической и динамической проводок) и, внимательно осмотрев, убедитесь в:

а) наличии достаточного количества пленки на ведомой катушке и в правильности ее намотки, при необходимости заправьте самописец новой пленкой;

б) исправности механизмов.

2. Поставьте самописец в горизонтальное положение, подайте на него питание нажатием нажимного переключателя проверки КЗ-63 и включите на 3÷4с большую скорость, поворотом самописца вправо или влево по крену на угол 45° или нажатием на бронестакан. Запишите нулевые линии. Нажмите на бронестакан и убедитесь в работоспособности лентопротяжного механизма, а также в наличии записи на пленке.

3. Убедитесь в том, что переключатель режимов протяжки пленки установлен на автоматическую работу и законтрен.

4. Выключите питание.

5. Произведите запись острым краем отвертки на эмульсионном слое пленки самописца: № самолета, наименование аэропорта, дату проверки, фамилию исполнителя и распишитесь.

6. Установите самописец в кожух и, опуская ручку вниз до защелки, закройте замки.

ВНИМАНИЕ. ЕСЛИ САМОПИСЕЦ НАХОДИЛСЯ ПРИ ТЕМПЕРАТУРЕ $-40^{\circ} \div -60^{\circ}\text{C}$ БОЛЕЕ ДВУХ ЧАСОВ, ВКЛЮЧИТЕ ЭЛЕКТРООБОГРЕВ ЗА ЧАС ДО ВКЛЮЧЕНИЯ ЛЕНТОПРОТЯЖНОГО МЕХАНИЗМА.

Заправка самописца пленкой

- Выньте самописец из кожуха, выверните винт откидной панели, нажмите на рычаг замка и отведите панель в крайнее положение.

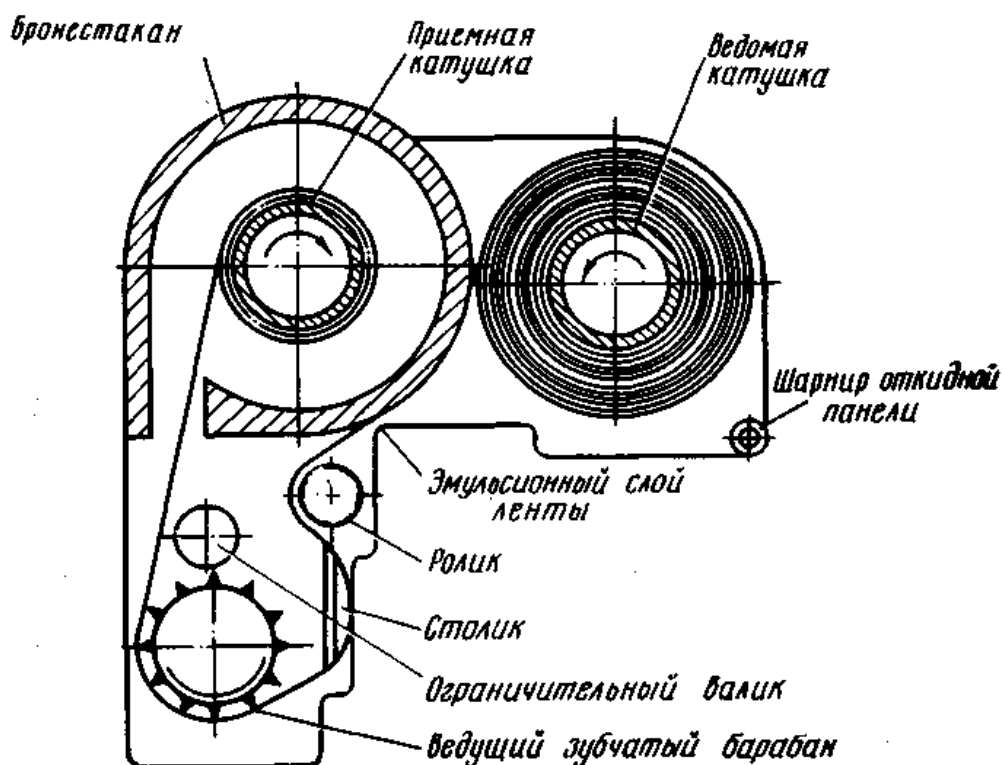


Рис. 3.4. СХЕМА ЗАПРАВКИ САМОПИСЦА КЗ-63 ПЛЕНКОЙ

- Отверните крышку бронестакана и снимите обе катушки.

- Намотайте пленку на ведомую катушку.

Для этого:

- а) обрежьте свободный конец рулона пленки под углом приблизительно 60° ;
- б) возьмите в левую руку катушку защелкой к себе, а в правую руку — пленку слоем эмульсии вверх и заведите ее в прорезь катушки;

в) вращая катушку по часовой стрелке, намотайте 10м пленки эмульсией внутрь, подтягивая ее через каждые 50 — 60 см. Намотанный на катушку рулон должен быть на щупь тугим, т. е. намотка должна быть плотной.

- Возьмите в левую руку приемную катушку защелкой к себе, а в правую руку — ведомую катушку защелкой к себе с намотанной на нее пленкой. Свободный конец пленки, обрезанный под углом 60°, заправьте в прорезь приемной катушки. Вращая приемную катушку по часовой стрелке, намотайте на нее несколько витков пленки эмульсией наружу.

- Заправьте самописец пленкой.

Для этого:

а) придерживая пальцами пленку на катушках, отведите ведомую катушку от приемной на 20 — 25 см и заведите пленку за ролик, расположенный между столиком и бронестаканом;

б) установите катушки на оси и закройте защелки, придерживая снизу другой рукой плату с катушками;

в) вращая приемную катушку по часовой стрелке, выберите слабину, следя за тем, чтобы перфорация пленки попала на зубцы ведущего барабана.

- Проверьте положение пленки на соответствие схеме (рис. 8.4).

- Заверните крышку бронестакана, закройте откидную панель, закрепите ее винтом.

- Произведите запись острым краем отвертки на эмульсионном слое пленки самописца: номера самописца, номера самолета, дату установки ленты, фамилию исполнителя, дату и распишитесь на ленте.

- Проверьте работоспособность самописца переключателем проверки самописца КЗ-63 и включением большой скорости протяжки ленты нажатием на корпус бронестакана, убедитесь в качественной записи всех линий, в том числе и отметчика времени.

- Произведите запись острым краем отвертки на эмульсионном слое пленки самописца: наименование аэропорта, фамилию исполнителя, дату проверки и распишитесь на ленте.

- Установите самописец в кожух.

- Оформите карту-наряд и бортовой журнал соответствующими записями.

- Запишите в бланке отчета на полет с использованием самописца КЗ-63: № самолета, № КЗ-63, фамилию исполнителя, дату установки ленты.

ВНИМАНИЕ. ЗАКРЫВАНИЕ ПАНЕЛИ ПРОИЗВОДИТЕ ПЛАВНО. РЕЗКОЕ ЗАКРЫВАНИЕ ИЛИ СЛУЧАЙНЫЕ ТОЛЧКИ ВО ВРЕМЯ ЗАПРАВКИ ПЛЕНКИ МОГУТ ПРИВЕСТИ К ВЫКРАШИВАНИЮ РЕЗЦОВ СТРЕЛОК ЗАПИСИ, СРЕЗУ ШТИФТА И ВЫВОДУ САМОПИСЦА ИЗ СТРОЯ.

3.4. Техническая эксплуатация системы регистрации параметров МСРП-64

Система МСРП-64 предназначена для записи на магнитную ленту основных параметров полета самолета и работы двигателей, систем и оборудования с обеспечением сохранности записанной информации параметров последних 25 часов полета.

Конструктивно система МСРП-64 выполнена таким образом, что аварийный накопитель обеспечивает сохранность записанной информации при помещении плёнки в теплозащитный контейнер, выдерживающий перегрузку до 200 ед., воздействие статической нагрузки до 10000Н и температуры до 1000°C в течении 15 мин.

Записанная информация может быть использована для контроля техники пилотирования, а также для контроля работоспособности авиационной техники. Обработка записанной информации производится с помощью наземного декодирующего устройства НДУ-8 и устройства ЛУЧ-84 или ПК IBM PS.

Принцип действия МСРП основан на преобразовании с помощью первичных измерительных преобразователей (датчиков) физических величин в электрические сигналы, пропорциональные изменению этих величин, с последующей их регистрацией на магнитную ленту И 4335-19-14 шириной 19 мм. Одновременно на магнитную ленту регистрируются опознавательные данные и время.

Система МСРП-64 имеет модификации МСРП-64-1, МСРП-64-2 и др. в зависимости от варианта комплектации блоками, первичными и промежуточными измерительными преобразователями.

Наличие в комплекте аппаратуры дополнительного лентопротяжного механизма БЛМ-1-2 с кассетой КС-13 или МЛП-14-6 позволяет производить оперативный слепополетный контроль.

В комплект МСРП-64-2 входят следующие агрегаты:

- преобразующее устройство УП-2-2;
- пульт управления ПУ-26 (ПУ-22-1) или ПУ-13;
- индикатор текущего времени ИТВ-2;
- щиток распределительный ЩР-3;
- устройство распределительное РУ-1;
- механизм лентопротяжный МЛП-14-5 (МЛП-6-2);
- механизм лентопротяжный МЛП-14-6 (МЛП-9-2) или накопитель БЛМ-1-2 с кассетой КС-13.

С комплектом МСРП-64-2 работают следующие датчики и согласующие устройства:

- устройство согласующее УсС-16;
- сигнализатор скорости ССА-0,7-2,2И;
- датчик барометрический высоты ДВБП-13;
- три преобразователя оборотов ПО-15;

- датчик приборной скорости ДАС;
- датчик перегрузок МП-95 $\pm 1,5$;
- датчик перегрузок МП-95 $+1/-5$;
- семнадцать датчиков угловых перемещений МУ-615А;
- уплотнители разовых команд УКР-4;
- датчик угловой скорости ДУСУ1-18АС;
- распределительный блок БР-40;
- блок согласующих устройств БСУ-1-2 (БСУ - 1);
- датчик избыточного давления в г/кабине ДДиП -0,1/+0,85.

Система МСРП-64-2 на самолете Ту-154 регистрирует аналоговые параметры и разовые команды.

Система МСРП-64 рассчитана на работу: с потенциометрическими и не потенциометрическими преобразователями (датчиками) и согласующими устройствами; с преобразователями (датчиками) разовых команд, которые в положении "Включено" имеют выходное напряжение $+27В \pm 10\%$, а в положении "Выключено" – выходное напряжение, равное нулю.

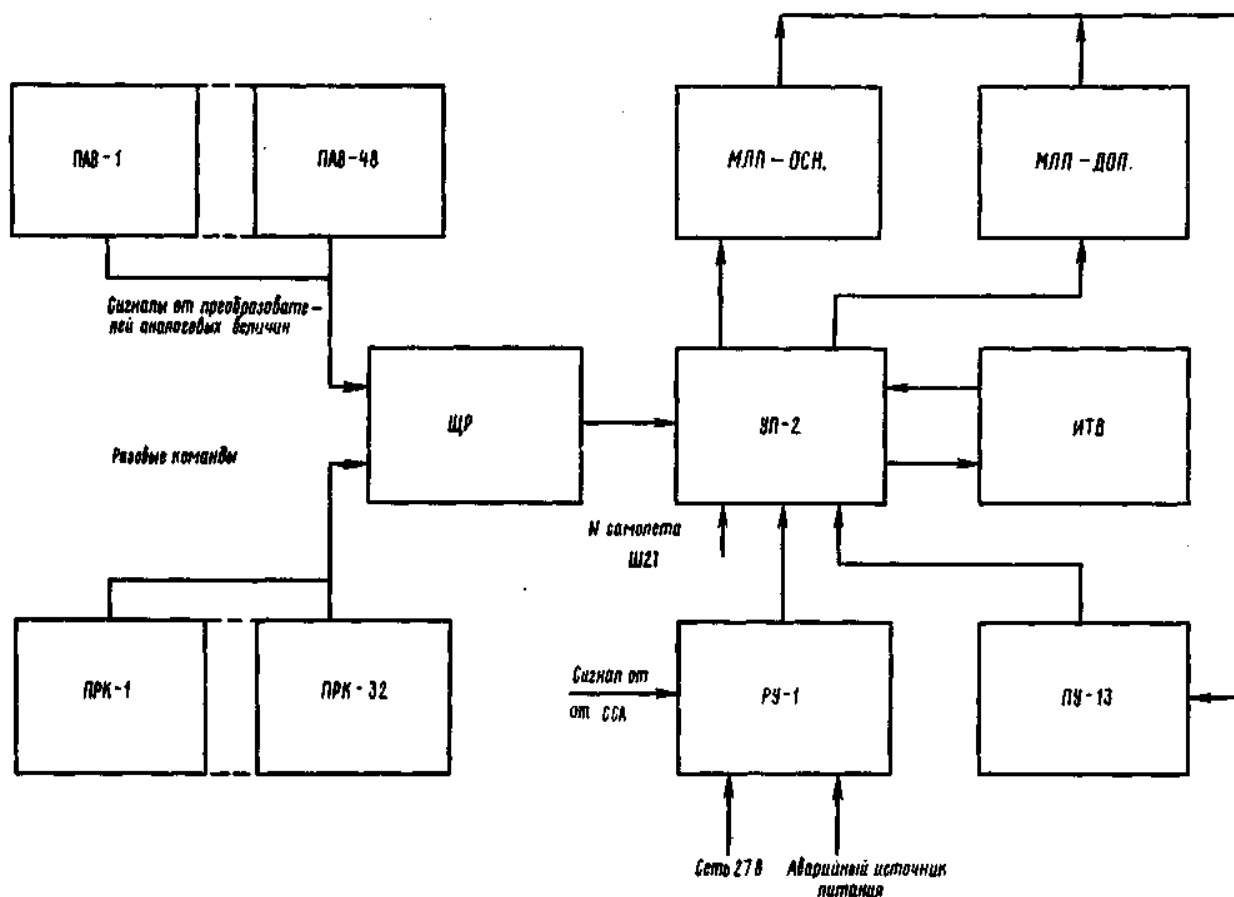


Рис. 3.5. Структурная схема системы МСРП-64

Разовые команды от ПРК в преобразующем устройстве УП-2 фиксируются разрядом регистра преобразования. Этим командам отводится восемь разрядов, т.е. одновременно может фиксироваться восемь разовых команд. Код восьми

разовых команд записывается на магнитной ленте так же, как при регистрации аналоговых величин.

Для обеспечения выборки информации по отдельным дорожкам записываются адресные сигналы: каналные импульсы по каждому каналу, кадровые импульсы, субкадровые импульсы.

Питание системы МСРП-64 осуществляется от бортсети постоянного тока напряжением 27В. При обесточивании бортсети в полете система МСРП-64 автоматически переключается на аварийное питание от аккумуляторной батареи. Питание потенциометрических первичных преобразователей осуществляется от преобразующего устройства УП-2 через распределительный щиток ЩР-3 или ЩР-4. Это напряжение питания одновременно используется как калибровочное.

При нормальной работе преобразующего устройства УП-2 выдается сигнал на непрерывное горение сигнальной лампы с надписью "УП-2", расположенной на пульте управления.

Движение ленты в трактах лентопротяжных механизмов, защищенном и эксплуатационном бортовых накопителях МЛП сигнализируется миганием сигнальных ламп, расположенных на пульте управления, с надписями "МЛП-ОСН." или "МЛП-ДОП".

При включении АЗС "МСРП", установленного на борту самолета, на систему МСРП-64 подается напряжение питания бортсети 27В, которое поступает на все блоки системы и на обогрев бортовых накопителей МЛП. Включение защищенного бортового накопителя МЛП при проверках на земле производится вручную выключателем с надписью "МЛП-ОСН." на пульте управления. Если перед взлетом защищенный бортовой накопитель МЛП не был включен вручную, он включается автоматически при достижении самолетом заданной приборной скорости 70км/час (от срабатывания сигнализатора приборной скорости ССА). Включение эксплуатационного бортового накопителя МЛП как при проверке в наземных условиях, так и в полете, производится вручную выключателем с надписью "МЛП-ДОП." на пульте управления.

При периодическом ТО преобразующие устройства, лентопротяжные механизмы, сигнализаторы скоростного напора, датчики приборной скорости и барометрической высоты снимаются с самолета и обслуживаются в лаборатории. МЛП вскрывается; снимается кассета с магнитной лентой; продувается сжатым воздухом; промываются стойки, валы, ролики, магнитные головки; смазываются валы, шестерни, подшипники; меняется магнитная лента, приводные пассики; проверяется электрический монтаж блока магнитных головок, производится проверка сопротивления изоляции блока магнитных головок; производится проверка работоспособности МЛП на стенде. Производится внешний осмотр УП-2-2, ПУ, ИТВ, УсС, ЩР, РУ и проверка их работоспособности на стенде с помощью УП МСРП-64 или УПМ. С помощью блока ИВД установки УКМП проверяется погрешность датчиков и выполняется тарировка.

Преобразователь МУ-615А

Потенциометрический первичный измерительный преобразователь (датчик) угловых перемещений, теплостойкий МУ-615А предназначен для преобразования углов перемещений органов управления самолетом (вертолетом) в электрическое напряжение пропорциональное этим перемещениям.

Преобразователь МУ-615А состоит из следующих основных узлов: корпуса, потенциометра, движка со щеткой и кабеля со штепсельным разъемом. К наружной части оси преобразователя МУ-615А крепится механизм, с помощью которого преобразователь МУ-615А соединяется с органом управления самолетом.

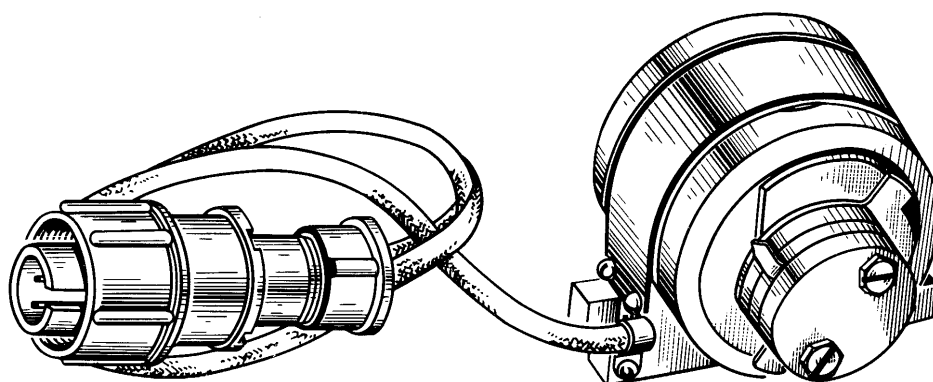


Рис. 3.6. Общий вид преобразователя МУ-615А

Щетка перемещается по обмотке потенциометра, выдавая в измерительную цепь напряжение постоянного тока, пропорциональное углу поворота органа управления самолетом. Электропитание преобразователя МУ-615А и съем выходного сигнала постоянного тока напряжением от 0 до 6,3В осуществляется через штепсельный разъем.

Преобразователь МУ-615А устанавливается на плоскость и крепится двумя винтами. При соединении оси преобразователя МУ-615А с органом управления самолетом (вертолетом) необходимо обеспечить совмещение стрелки на подвижной оси преобразователя МУ-615А с точкой на его корпусе при среднем положении органа управления. Совмещение стрелки с точкой указывает на среднее положение щетки на обмотке потенциометра.

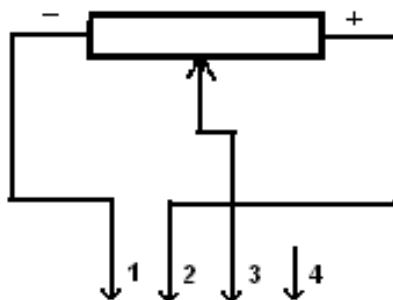


Рис. 3.7. Принципиальная электрическая схема преобразователя МУ-615А

КБН-1 серия 2

Накопитель кассетный бортовой КБН-1 серия 2 предназначен для записи на магнитную ленту, расположенную в легкоъемной кассете, электрических сигналов измерительной и служебной информации в виде последовательного двухчастотного кода.

При использовании 8 дорожек записи на одной кассете **обеспечивается регистрация информации в течение не менее 20ч** для КБН-1-1 серия 2 и не менее 10ч для КБН-1-2 серия 2.

Система встроенного контроля обеспечивает выдачу сигнала ИСПРАВНОСТЬ при наличии: напряжения питания, фиксации и установки кассеты, наличия тока записи через обмотки блока магнитных головок, наличия носителя в тракте кассеты, работоспособности преобразователя кода.

Сигнал ИСПРАВНОСТЬ индицируется на лицевой панели КБН-1 серия 2. Во внешнюю цепь сигнал ИСПРАВНОСТЬ выдается в режиме проблесковой сигнализации с периодом $5 \pm 0,5$ с в уровнях +27В и +10В.

БЛМ-1 серия 2 представляет собой электромеханический блок и состоит из электронной и механических частей (подблоков), объединенных в одном корпусе.

К механической части БЛМ-1 серия 2 относится лентопротяжный механизм МЛП-26 (рис. 8.13).

Электронная часть состоит из: усилителя записи, устройства управления, устройства согласующего, регулятора оборотов двигателя, преобразователя кода, блока комбинированного (блока питания) и фильтра радиопомех

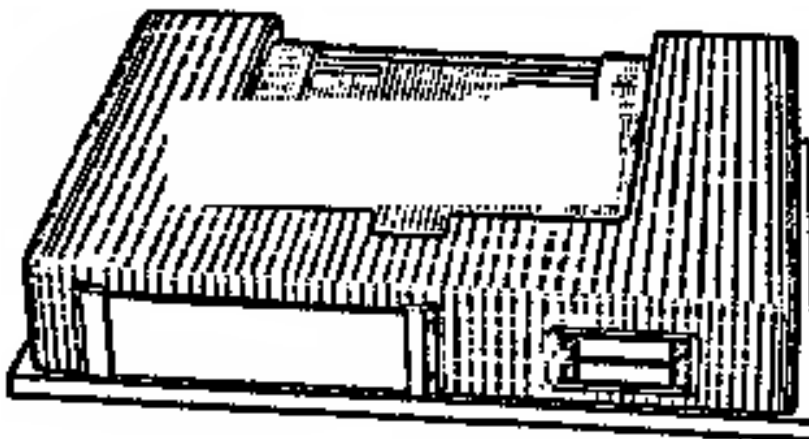


Рис. 3.8. Внешний вид кассеты KC-13 серия 2

На передней панели БЛМ-1 серия 2 (рис. 3.18) закреплена на двух петлях дверца, закрывающая окно для установки кассеты с лентой в лентопротяжный механизм. Дверца открывается после нажатия и последующего поворота на 90° по часовой стрелке ручки. Кроме того, на передней панели установлена ручка для переноски блока, светоизлучающий диод индикации ИСПРАВНОСТЬ, световое табло для высвечивания установленного номера дорожки записи, пломбируемый контрольный электрический разъем.

Тарировка датчиков МСРП-64

Тарировка датчиков МСРП-64 это фиксирование зависимости между физическими значениями регистрируемых параметров и машинными кодами записи информации на магнитной ленте. Необходима для расшифровки записанной информации на магнитной ленте - преобразование машинной информации в физические значения регистрируемых параметров.

Тарировочные (градуировочные) характеристики - представленные в графическом, табличном или ином виде зависимости, позволяющие выражать величины, зарегистрированные бортовым регистратором, в физических единицах, используемых для измерения того или иного параметра.



Рис. 3.9. Вид тарировочных графиков датчиков МУ-615

Тарировку датчиков производят с помощью пульта ПЭ-11 или поверочной установки УПМ МСРП-64. По замерам относительных сопротивлений каждого датчика на всем диапазоне отклонения через равные промежутки (не менее 6 точек в каждую сторону) строят тарировочные графики или составляют таблицы кодов записи и соответствующие им положения органов управления или физические значения регистрируемых параметров. Тарировку датчиков производят в обязательном порядке, как при прямом, так и обратном ходе органов управления.

Регулировку отклонения МУ-615А осуществлять таким образом, чтобы при крайних положениях органа управления величина кода на УП МСРП-64 была в пределах 5-13 с одной стороны и 242-250 с другой (при замерах с помощью ПЭ-11 относительное сопротивление МУ-615А должно находиться в пределах 2-5% в одном крайнем положении и 95-98% в другом).

Данные для построения тарировочных графиков от систем регистрируемых на МСРП-64 необходимо получить с помощью специалистов по системам при их обработке.

Датчики угловых положений органов управления МУ-615А (рули, педали, колонка штурвала, элерон - интерцепторы, траверсы рулевых агрегатов РА-56 в проводке управления, ход штока механизма эффекта триммирования МЭТ-4У канала тангажа, положение закрылков, рычаги управления двигателями, насосы-регуляторы двигателей) тарируются непосредственно ни самолете, поскольку при установке датчиков МУ-615А на самолете их положение зависит от длины тяг проводки управления. Только на самолете можно согласовать угловое

перемещение органа управления с диапазоном перемещения потенциометра датчика. Остальные датчики (датчики высоты, скорости, перегрузки, курса, крена, тангажа, угла атаки, расхода топлива, оборотов роторов двигателей, виброскорости двигателей) тарируются в лаборатории самописцев.

При тарировке составляют тарировочные характеристики. Образец тарировочного графика потенциометрических датчиков дан на рис.7.20. Нелинейность тарировочной характеристики не превышает $\pm 1,5\%$ от рабочего диапазона измерения. Питание - постоянный ток напряжением 6,3В от преобразующего устройства УП-2-2.

Характерные отказы и неисправности самописцев МСРП-64

Отказы датчиков - МУ-615А, ПО-15, ДУСУ1-18А, БСУ-1, Бр-40;
отказы устройств УП-2-2;
отказы пультов управления ПУ-26-1;
отказы уплотнителей разовых команд УКР-4, отказы накопителей БЛМ-1-1;
отказы лентопротяжных механизмов МЛП-14-5, МЛП-14-6;
отказы кассет КС-13.

Суммарная приведенная погрешность измерения

Величина максимальной суммарной (сквозной) погрешности измерения системы в % определяется по формуле

$$\delta_{\Sigma} = \delta_{ДАС} + \sqrt{\delta_{СУ}^2 + \delta_{АЦП}^2} \quad (3.1)$$

где $\delta_{ДАС}$ - приведенная погрешность первичного измерительного преобразователя (согласно паспорта датчика);

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

$\delta_{АЦП}$ - приведенная погрешность аналого-цифрового преобразователя (- 0,7%+0,4%).

3.5. Регистраторы полетной информации БУР

Коммутатор обеспечивает регистрацию многих параметров на небольшое число дорожек записи, т.е. уплотнение записи. От специального временного механизма в записывающее устройство поступают импульсы для записи отметок времени.

Базовая комплектация БУР предназначена в основном для накопления информации, необходимой при расследовании авиационных происшествий. Установка базовой комплектации БУР на ВС является обязательной.

В БСПИ, обеспечивающем коммутацию сигналов и преобразование их в цифровой код, объединены функции сбора и преобразования сигналов от датчиков, реализована программируемая частота и определён порядок опроса систем - датчиков для унификации БУР для различных типов ВС. С пульта управления осуществляется ввод дополнительной информации и управление БУР.

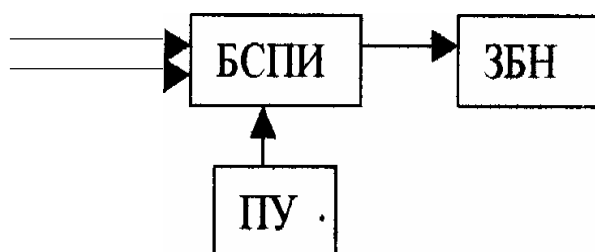


Рис. 3.10. Структура бортовой системы регистрации в минимальной комплектации

Для контроля за состоянием систем ВС и действиями экипажа БУР может комплектоваться дополнительными блоками:

- эксплуатационным кассетным бортовым накопителем (КБН), обеспечивающим быструю смену магнитного носителя для его доставки к месту расшифровки;

- бортовой системой анализа ПИ (БСАПИ), предназначенной для решения задач эксплуатационного контроля ВС и анализа действий экипажа в полёте и состоящей из БЦВМ и алфавитно-цифропечатающего устройства (АЦПУ);

- устройством оперативного документирования (УОД), обеспечивающим печать на бумажной ленте сообщений об опасных отказах систем и агрегатов ВС, о нарушениях техники пилотирования.



Рис. 3.11. Обобщенная схема БУР

Для ВС разных типов и классов созданы различные варианты комплектации системы регистрации и обработки ПИ. На выбор варианта влияют не только технические характеристики ВС, но и технология его эксплуатации. Так, бортовая система регистрации UFDR фирмы TELEDYNE устанавливается на самолётах B-747, DC-10, L1011, A-300, а бортовые системы регистрации OQAR устанавливаются на самолетах B-737-200, B-757-200, B-777-200 и используется примерно 32 авиакомпаниями. Бортовые системы регистрации фирмы HAMILTON STANDART DFDMU-45 устанавливаются на самолетах B-737-400, а системы DFDMU-815 на самолетах B-767-400 и используются более, чем 24 авиакомпаниями.

При этом применяют три основных варианта систем:

- 1 - БСПИ + ЗБН + ПУ;
- 2 - БСПИ + ЗБН + ПУ + КБН;
- 3 - БСПИ + ЗБН + ПУ + КБН + БЦВМ.

Практика показывает, что более чем в половине случаев используются системы базовой комплектации, предназначенной для расследования авиационных происшествий. Однако системы HAMILTON STANDART почти в половине случаев используются в максимально полном объёме комплектации с БЦВМ, что свидетельствует о широком применении бортовой обработки информации.

Для самолётов-аэробусов A-310 и A-300-600 разработаны две комплектации бортовые системы регистрации OQAR в соответствии с ARINC-717.

Первая является базовой и включает БСПИ, ПУ, ЗБН и акселерометр.

Во вторую комплектацию кроме перечисленных блоков входит эксплуатационный накопитель КБН и вместо ПУ - ПУИ. Блок обеспечивает регистрацию 60 АП, 90 РК, 31 канал используется для приёма последовательных кодов.

Тип принимаемых сигналов, коэффициент усиления и частота опроса программируются, управление сбором данных и формирование выходной информации осуществляются микропроцессором по заданной программе. Микропроцессор имеет оперативное запоминающее устройство ОЗУ объёмом 2 килослов (16-разрядных слов) и постоянное запоминающее устройство объёмом 8 килослов.

Эксплуатационный КБН имеет следующие характеристики: запас ленты 150 м, плотность записи 1600 имп/дюйм, продолжительность записи 39 час при регистрации 64 в 1с 12-разрядных слов.

Отечественная система нового поколения базовой комплектации БУР-1, соответствующая ARINC-717, предназначена для установки на ВС АН-140 и вертолёт Ка-32, Ми-17 и БУР-1-2 на вертолёт Ми-8.

Системой регистрации нового поколения базовой комплектации соответствующая ARINC-717, является система МСРП-А-02, предназначенная для установки на самолетах ТУ-204, ИЛ-96-300 и Ил-114.

Увеличение числа регистрируемых параметров и повышение разрядности кода требует увеличения плотности записи информации на магнитной ленте и длины ленты. А это в свою очередь приводит к сбоям при воспроизведении информации и к увеличению времени воспроизводства. В настоящее время

выполнены работы по созданию твердотельных накопителей и замене ими накопителей на магнитной ленте. Так, если регистратор аварийных параметров обеспечивает запись на магнитной ленте со скоростью 768 бит/сек, то за последние 25 час полёта он накопит примерно 70 Мбит информации. Такой объём памяти может быть получен при использовании твердотельного накопителя, состоящего из 20 модулей запоминающего устройства на цилиндрических магнитных доменах. ОКБ «Авиапромавтоматика» совместно с французской фирмой Thales разработан и прошел заводские, межведомственные и эксплуатационные испытания защищенный бортовой накопитель ЗБН-Т, состоящий из защищенного модуля памяти и модуля обработки. Защищенный модуль памяти ЗМП-К представляет собой твердотельное энергонезависимое запоминающее устройство, имеющее объем памяти 256 МБ, со скоростью записи 256 слов/сек, сохраняющее запись в течение 16ч и имеющий высокую надежность - средняя наработка на отказ составляет 10000ч. Модуль обработки построен на основе процессора TMS320VC5402PGE, включает в себя интегральные микросхемы с программируемой логикой и элементы flash-памяти. Накопитель ЗБН-Т дополнительно обеспечивает копирование накопленных в полете данных по последовательному интерфейсу RS232 со скоростью 7580 слов/сек, передачи данных по параллельному интерфейсу со скоростью 2560 слов/сек, сопряжение с наземными устройствами обработки полетных данных (НУО) и соответствует международным нормам ISO C124 по хранению информации в случае летного происшествия.

Применение твердотельных накопителей позволит повысить надёжность регистраторов в 5 раз, уменьшить их массу и габаритные размеры, а также повысить точность регистрации. Переговоры экипажа можно будет регистрировать цифровым кодом, что позволит улучшить качество информации. С использованием твердотельных накопителей упростится также процесс воспроизведения информации при её обработке, отпадёт необходимость в специальных устройствах перезаписи и ускорится сам процесс считывания информации. В настоящее время ОКБ «Авиапромавтоматика» разработан вариант защищенного бортового накопителя с твердотельным запоминающим устройством ЗБН-ТР обеспечивающим прием обработку и запись, помимо параметрической информации, еще и звуковой информации по трем каналам и по открытому микрофону с возможностью копирования звуковой информации в устройство оперативного контроля на борту ВС.

3.6. Техническая эксплуатация аппаратуры МАРС-БМ

Бортовое средство сбора звуковой информации МАРС-БМ предназначено для записи служебных переговоров между членами экипажа ВС по радио, СПУ и обычной речи в кабине экипажа. Также записывается импульсная информация закодированного времени для синхронизации записанной речевой информации с данными параметров полета, зарегистрированными аппаратурой МСРП-64.

МАРС-БМ питается от бортового источника постоянного тока напряжением 27В, потребляемая мощность не более 20 Вт.

Конструкция блока 70А-10М обеспечивает сохранность информации после аварийной ситуации: 36ч — морской воды; 15 мин — теплового удара до 1000°С при воздействии на 50% поверхности контейнера; 5 мин — керосина, бензина, огнегасящих жидкостей и жидкостей, используемых в гидравлических системах, а также при воздействии ударных перегрузок до 1960 м/с² (200g) и статической нагрузки до 1000 кг, действующей в направлении двух осей. Для обеспечения сохранности информации в аварийных условиях блок 70А-10М имеет в своем составе защитный контейнер МЛП-6 аппаратуры МСРП-64.

Аппаратура записи обеспечивает непрерывную запись по четырем независимым каналам:

- а) по первым трем каналам — речевой информации в диапазоне 300-3400Гц:
 - по 1-ому каналу производится запись переговоров по радио,
 - по 2-му каналу производится запись переговоров по СПУ,
 - по 3-му каналу производится запись разговоров в кабине самолета по открытому микрофону с выхода микрофонного усилителя УсМ;
- б) по четвертому каналу — импульсной информации отметчика времени.

По обоим входам четвертого канала обеспечивается запись посылок импульсов уровнем 3—5В, длительностью 2 и 4мс, с периодом следования импульсов 8 и 16мс соответственно при количестве импульсов в посылке 22 и периоде следования посылок 0,5 или 1с.

Аппаратура записи обеспечивает непрерывную запись речевой и импульсной информации с сохранением ее за последнее время работы, которое равно не менее 30 мин.

В бортовой аппаратуре записи использован принцип магнитной записи речевой информации на ферромагнитную ленту Quantegy 8206-27 RGY или Ampex 705 производства США шириной 12,6 мм с высокочастотным подмагничиванием. Запись импульсной информации на ферромагнитную ленту ведется без в/ч подмагничивания.

Для обеспечения непрерывной записи в аппаратуре выбран челночный вариант лентопротяжного механизма, т. е. запись ведется при движении магнитной ленты в двух направлениях. Для этого используется один 8-дорожечный блок универсальных магнитных головок и два 4-дорожечных блока магнитных головок стирания, которые подключаются поочередно в зависимости от направления движения магнитной ленты. Подключается тот блок

головок стирания, который расположен перед блоком универсальных головок по ходу движения ленты.

Длина рабочего участка ленты, равная 72 ± 1 м, обеспечивает время записи в одном направлении не менее 15 мин.

Общее время записи в обоих направлениях составляет не менее 30 мин.

Конструктивно аппаратура записи выполнена в виде двух блоков — 70А-10М и 70А-20М.

Блоки 70А-10М и 70А-20М, образующие аппаратуру записи, настраиваются и эксплуатируются совместно.

Блок 70А-10М состоит из защитного контейнера, лентопротяжного механизма (ЛПМ) и части радиоэлектронных блоков.

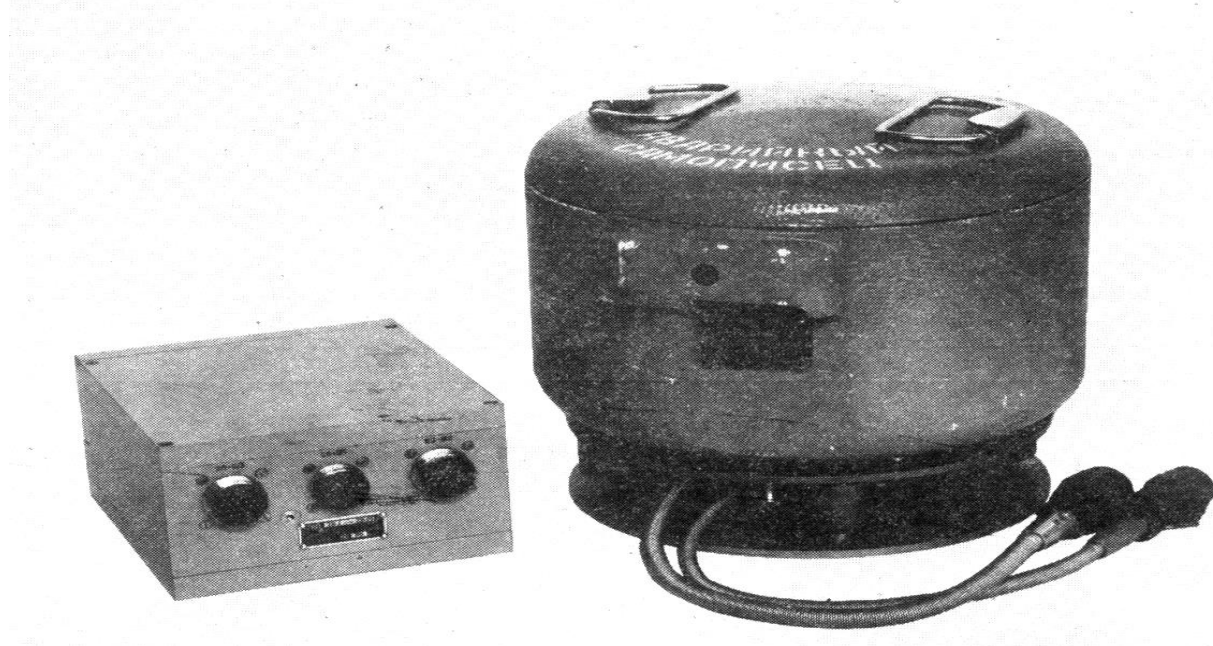


Рис. 3.15. Общий вид аппаратуры записи

Для контрольного прослушивания записи в наземных условиях при проведении предполетной подготовки используется вспомогательное устройство — блок 70А-50.

Аппаратура, установленная на борту, включается в режим записи сразу после включения бортового источника питания (АЗС МАРС на верхнем электрощитке пилотов).

АЗС МАРС заблокирован (задублирован) автоматическим включателем, срабатывающим от сигнализатора ССА-2,2-0,7И при наборе скорости равной 70 км/ч.

Для индикации общей работоспособности аппаратуры МАРС-БМ в полете с блока 70А-20М выдается сигнал ИСПРАВНО в виде постоянного напряжения уровнем 10В положительной полярности относительно корпуса. Указанный сигнал использован для световой индикации (сигнальные лампы), располагаемой на пульте ПУ-26 аппаратуры МСРП-64.

Контрольный разъем предназначен для подключения блока 70А-50 при проведении предполетной проверки или для подключения системы автоматизированного контроля.

Режимом ПЕРЕМОТКА пользоваться на борту самолета, а также в условиях мастерских при закрытой крышке контейнера категорически запрещается.

При техническом обслуживании МАРС-БМ в лаборатории АиРЭО проверяется наличие и соответствие формуляров блокам, производится внешний осмотр блоков и штепсельных разъемов, вскрывается контейнер, протирается рабочая поверхность магнитных головок и обводных роликов, удаляются продукты износа фрикционной передачи, производится смазка шарикоподшипников обводных роликов, меняется магнитная лента и электродвигатель ДПР-42-Н2-02, производится проверка на соответствие НТП основных параметров МАРС-БМ. При проверки на НТП проверяются: уровень сигналов и входное сопротивление каждого канала записи, переходное затухание между каналами (не менее 60дБ), уровень выходного напряжения по аналоговым и импульсному каналам (не менее 0,6В), неравномерность частотной характеристики каналов записи (не более 12дБ), ток стирания в головке (не менее 70мА), коэффициент нелинейных искажений (не более 10%), напряжение на выходе микрофонного усилителя (7-10В), ток записи ($0,44 \pm 0,2$ мА), отношение сигнал/помеха (не менее 30дБ), потеря информации по времени при изменении направления движения магнитной ленты (не превышает 0,15с), неравномерность амплитудной характеристики (не более 5дБ), потребляемая мощность по сети постоянного тока (70Вт). После замены отдельных узлов и деталей производится проверка и настройка блоков изделия. Работоспособность МАРС-БМ проверяется на вибростенде ВУС-70/200 или ST-80.

На самолете при периодическом ТО производится проверка работоспособности аппаратуры с проведением контрольной записи и прослушиванием информации, а при оперативном ТО проверяется общая работоспособность по горению сигнальной лампочки «МАРС-БМ» на пульте управления МСРП. При расшифровке полетной информации оценивается качество и разборчивость записи.

3.7. Расшифровка и анализ полётной информации

Обработка записей БУР производится с целью получения численных значений контролируемых параметров и моментов появления регистрируемых событий. Для удобства непосредственного использования записей необходимо, чтобы они были представлены в виде аналоговой формы, т.е. в зависимости $X(t)$.

Процесс распознавания записанных параметров и определения по функции $X(t)$ численного значения параметра X в интересующий нас момент времени t или численных значений времени t при определённых значениях параметра X называется дешифрирование записей регистратора.

Процесс преобразования записанного кода параметра X в соответствующую аналоговую величину $X(t)$ называется декодированием записи.

Дешифровка механических записей

При записи параметров на непрозрачный носитель оператор выполняет дешифрирование с помощью масштабной линейки и тарифовочных графиков для каждого параметра. При дешифрировании параметров на фотоплёнке используется фотоувеличитель – устройство «Микрофот». Процесс обработки плёнок ручной, трудоёмкий, квалифицированный. Сначала строятся тарифовочные графики на белой бумаге по тарифовочной плёнке конкретного индивидуального самописца КЗ-63. Затем через «Микрофот» просматривается снятая на расшифровку плёнка самописца КЗ-63. Для определения величины параметра скорости, высоты и перегрузки совмещается базовая линия на просматриваемой плёнке и базовая линия тарифовочного графика. Величина параметра определяется по величине ординаты тарифовочного графика. Для оценки техники пилотирования и перегрузки на конструкцию самолета найденную при расшифровке полетной информации величину вертикальной перегрузки приводят к конкретному полетному весу с помощью расчетов на ПЭВМ.

Разработчики методов использования записей самописцев КЗ-63 считают результаты достаточно точными после их математической фильтрации и дополнительной обработки, что, по их мнению, позволяет объективно определить вертикальную перегрузку при посадке. Эти результаты служат основанием для регистрации нагрузок конструкции самолета и принятия кардинальных решений о судьбе самолетов, на которых зафиксирована прибором перегрузка, превышающая установленную величину, а также оценке качества работы пилотов. Большое число методик оценки грубой посадки самолетов по результатам измерений вертикальной перегрузки самописцами КЗ-63, введенных в действие МГА - ГС ГА в 1974-93г.г., свидетельствует о неоднозначности методик и трудностях при их применении.

Обработка и анализ полетной информации

Обработку полетной информации, накопленной магнитными самописцами, можно подразделить на два вида: автоматизированная обработка и экспресс-анализ.

Автоматизированная обработка.

Как правило, применяется в случаях:

- расследования АП и инцидентов;
- необходимости анализа на достоверность сообщения экспресс-анализа;
- отказов систем и оборудования ВС;
- невозможности обработки ПИ по программе экспресс-анализа;
- отсутствия или неправильного заполнения паспорта к магнитной ленте (МЛ).

Экспресс-анализ.

Экспресс-анализ предназначен для обнаружения, фиксации и документирования событий, имевших место в полете и являющихся недопустимыми или нежелательными с точки зрения безопасности полетов.

Является основным видом обработки ПИ, при котором обеспечивается наиболее глубокий и объективный контроль действия экипажа, пространственного положения ВС и работоспособности АТ в полете.

Обработка полетной информации при экспресс-анализе производится по двум программам: контроль техники пилотирования и контроль работоспособности АТ.

Руководствами по летной эксплуатации ВС, инструкциями по технической эксплуатации систем и оборудования устанавливаются режимы полета, определяются необходимые действия экипажа на различных этапах полета, нормируются ограничения и рекомендованные режимы работы систем и оборудования.

Алгоритмы экспресс-анализа ПИ представляют собой символьную запись требований и рекомендаций, установленных нормативной документацией по летной и технической эксплуатации ВС, его систем и оборудования (РЛЭ, ИТЭ и т.п.).

Для каждого типа ВС алгоритмы сведены в каталоги сообщений.

При составлении алгоритмов входящие в них константы берутся с учетом допусков на погрешность измерения и обработки ПИ при условии отклонения контролируемого параметра на оценку «хорошо» согласно действующим в гражданской авиации нормативам.

Каталоги сообщений, как правило, имеют чертежные номера Генерального конструктора ВС, включены в состав конструкторской документации и в составе специального программного обеспечения внесены в «Реестр специального программного обеспечения систем обработки полетной информации, допущенного к использованию в авиапредприятиях Российской Федерации».

Алгоритмы и каталоги сообщений составлены на основании нормативной

документации, действующей на определенную дату. С учетом изменения РЛЭ, РТЭ, конструкции, доработок ВС и его оборудования, предложений эксплуатационных организаций ГА разработчик вносит необходимые коррективы в каталоги сообщений, и соответственно вносятся изменения в программное обеспечение.

Методики работы со специальным программным обеспечением по обработке ПИ и с конкретными наземными устройствами изложены в соответствующих руководствах.

Обработка звуковой информации.

Обработка звуковой информации производится при оценке качества выполнения полета. Звуковая информация специфична, одно и то же слово, произнесенное членом экипажа, в зависимости от интонации или ситуации может быть истолковано по-разному. Поэтому воспроизводят и анализируют звуковую информацию специалисты летной службы (бортрадисты-инструкторы, пилоты-инструкторы и т.д.) специально назначенные на эту работу.

Анализ полетной информации.

Анализ ПИ позволяет получать объективные данные о режимах полета и пространственном положении ВС, действиях экипажа и состоянии контролируемых систем, что обеспечивает:

- контроль за соблюдением экипажами правил летной эксплуатации, установленных руководствами по летной и технической эксплуатации ВС;
- совершенствование профессиональной подготовки летного состава;
- контроль состояния (отказов) контролируемых приборов, агрегатов, систем ВС, а также исправности и работоспособности бортовых средств регистрации ПИ;
- расследование причин АП и инцидентов;
- диагностику технического состояния двигателей и их систем;
- контроль поддержания летно-технических характеристик ВС;
- оценку полноты выполнения регламента технического обслуживания ВС техническим составом;
- контроль выполнения программ испытательных полетов;
- контроль выполнения программ тренировочных полетов;
- контроль расхода топлива в полете и др.

Область контроля расширяется по мере совершенствования бортовых систем сбора, наземных устройств обработки ПИ и программного обеспечения, охватывая все большее количество приборов и систем.

В процессе автоматизированного контроля выявляются: ошибки в пилотировании и самолётовождении, неправильная эксплуатация экипажем авиационной техники, нарушение экипажем правил полётов, технологии работы, дисциплины.

Документами, характеризующими действия экипажа по управлению ВС в

каждом конкретном случае, являются графики, таблицы, воспроизводящие значения параметров полёта и фиксирующие их в характерных точках или на характерных интервалах, отклонения этих параметров от номинальных, рекомендованных, предельных значений и эксплуатационных ограничений. Портрет полёта может формироваться для отдельных этапов и для полёта в целом.

Характерными точками взлёта являются: начало взлёта, моменты подъёма передней опоры шасси, отрыв от ВПП, уборка шасси, закрылков и предкрылков. При наборе высоты - эшелон перехода, боковые отклонения от коридора, приборная и вертикальная скорость, режим работы двигателей.

На эшелоне - отклонения от эшелона, выдерживание экономичной скорости, безопасного M , углы крена.

При снижении - число M , приборная и вертикальная скорости. Заход на посадку и посадка, уход на второй круг также имеют свои оценочные параметры.

Оценивая опасность отклонений, выявленных в одном полёте, можно судить о надёжности всего полёта.

З а к л ю ч е н и е .

Система регистрации полетной информации на борту ВС – мощное контрольное средство в руках летного и инженерно-технического персонала и полный пакет сохраненной информации, позволяющий специалистам разобраться с техникой пилотирования ВС и техническим состоянием АТ. Носителем информации эксплуатируемых механических лентопротяжных механизмов бортовых систем контроля и регистрации является магнитная лента. Аппаратура типа МСРП морально и физически устарела, имеет низкую надежность, большую погрешность (до 10%) регистрируемых аналоговых величин и не соответствует требованиям международных стандартов по сохранности, а также мешает переходу авиатехники на обслуживание по техническому состоянию. Разработанное ОКБ «Авиапромавтоматика» совместно с французской фирмой Thales новое поколение интегрированных аварийно-эксплуатационных систем регистрации с твердотельными защищенными накопителями (БУР «Карат» с ЗБН-Т и ЗБН-ТР) совместно с процессорными, преобразующими и интерфейсными модулями резко повысило надежность, достоверность и глубину контроля АТ, точность регистрации полетной информации и соответственно достоверность анализа ПИ.

Техническая эксплуатация систем электроснабжения авиационной техники

4.1. Вид тока и значение напряжения бортовой сети

Бортовые системы самолетов 40-х годов работали на постоянном токе низкого напряжения, мощности генераторов были небольшие (1,5-3 кВт), протяженность сети невелика. Минусовой провод - корпус самолета.

Преимущества бортовой сети постоянного тока: - малый вес проводов, генераторы и аккумуляторные батареи работают совместно напрямую, просто включить параллельно несколько генераторов, вероятность короткого замыкания мала, простая работа контакторов и реле, коллекторно-щеточный узел прост и надежен, незначительные габариты ламп и арматуры. Однако с ростом количества потребителей повысилась протяженность электрических сетей, номинальные токи достигли нескольких тысяч ампер, масса проводов резко выросла, коммутационная аппаратура стала тяжелой и сложной, разъёмы стали громоздкими. Некоторого улучшения электросистемы постоянного тока можно достичь повышая напряжение до 120В. Однако при этом ухудшается коммутация электрических машин постоянного тока, особенно на высоте. Появление радиолокационного, радиосвязного, радионавигационного оборудования потребовали значительных объёмов (до 30%) переменного тока высокой и стабильной частоты. При исследовании этого вопроса, оказалось, что более 85% потребителей можно легко перевести на переменный ток.

Преимущества бортовой сети переменного тока: лёгкость трансформации напряжения (получение оптимальных напряжение для каждого потребителя), отсутствие коллектора, что позволяет повысить генерируемое напряжение до 120/208В, а следовательно снизить массу сети, масса электрических генераторов значительно ниже, КПД выше, отсутствие электролиза, а, следовательно, и коррозии, простота получения постоянного тока. Трудности: необходимо иметь привод, обеспечивающий постоянную частоту вращения, сложно обеспечить параллельную работу генераторов, нельзя использовать аккумуляторы в качестве резерва.

Постоянный ток удобнее для механизмов с большим пусковым моментом и регулированием скорости, для электромагнитов, индикаторных приборов и цепей управления. Переменный ток удобнее для механизмов, не требующих электродвигателей с большим пусковым моментом и регулирования их частоты вращения, для установок радиосвязи, для электроприборов синхронной связи (сельсинов), для потребителей, требующих постоянного тока высокого напряжения (переменный ток повышается трансформатором, а затем выпрямляется).

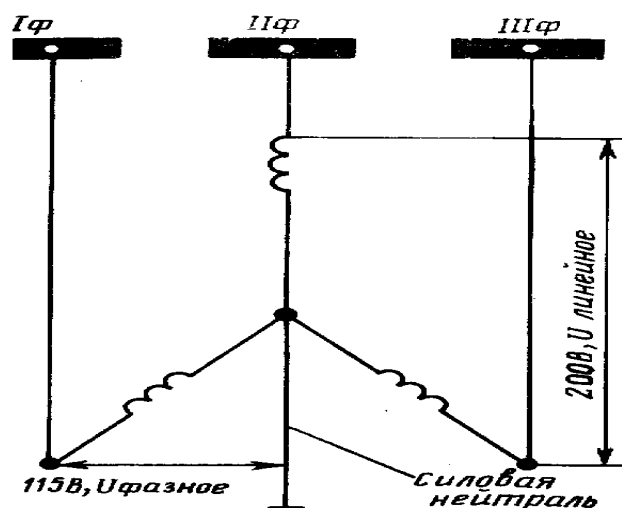


Рис. 4.1. Принципиальная электросхема соединения "звезда" фаз генератор

Наиболее оптимальным считается частота 400Гц (для ракет 1000-2000Гц) и напряжением 120/208В ("звезда" с заземлённой нейтралью), которая по массе меди проводки равна однопроводной системе постоянного тока напряжением 120В.

Все системы электроснабжения можно объединить в четыре группы.

Первая группа - это системы, в которых в качестве основного вида электроснабжения используется постоянный ток низкого напряжения. Переменный ток стабильной частоты получается преобразованием постоянного тока в переменный с помощью преобразователей - вращающихся двигатель-генераторных агрегатов.

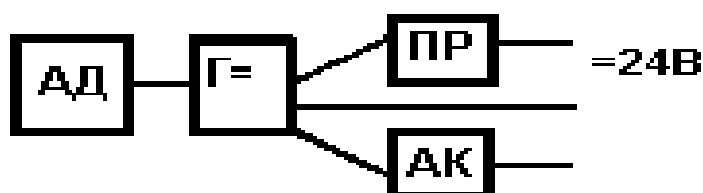
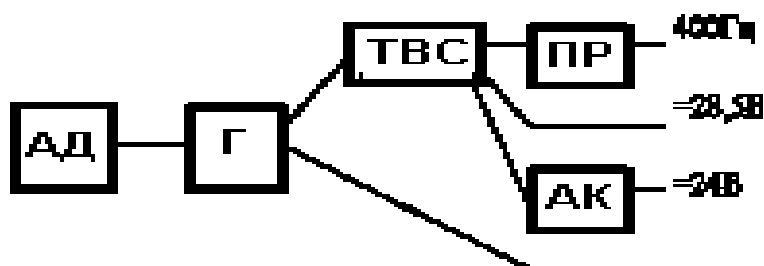


Рис. 4.2. Система электроснабжения переменным током с помощью машинных преобразователей

Вторая группа - это система переменного тока нестабильной (гуляющей) частоты. Для значительной части потребителей безразлично какой частотой они питаются.



ТВС - трансформаторно-выпрямительный блок

Рис. 4.3. Система электроснабжения переменным током с помощью статических преобразователей

Третья группа - это системы, имеющие по два основных генератора - переменного и постоянного тока. Генератор переменного тока имеет меняющуюся частоту.

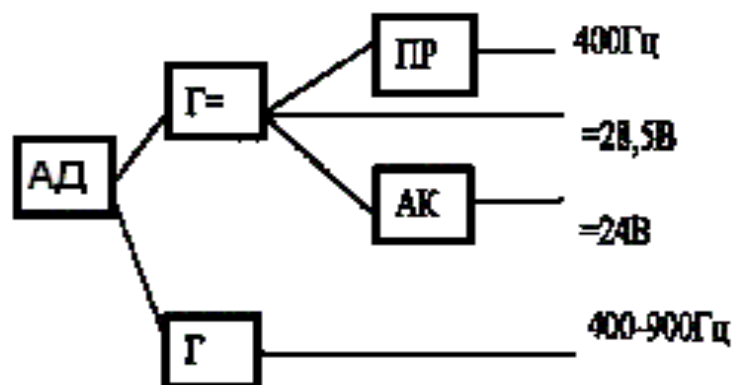


Рис. 4.4. Система электроснабжения переменным током с помощью машинных и статических преобразователей

В рассмотренных трёх системах не используется система генерирования переменного тока стабильной частоты.

В четвертой группе система генерирования переменного тока стабильной частоты используется как основная система электроснабжения. Между авиационным двигателем и синхронизирующим генератором включено устройство, преобразующее переменную частоту вращения авиационного двигателя в постоянную частоту вращения генератора. Такие приводы бывают либо гидравлическими, либо воздушными.

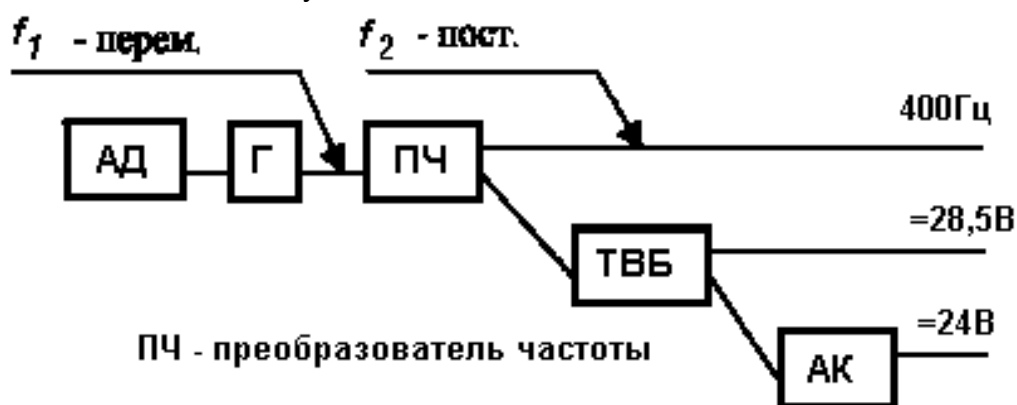


Рис. 4.5. Система электроснабжения переменным током с помощью генераторов переменного тока и машинных преобразователей

Схема генерирования электрической энергии стабильной частоты с использованием статических преобразователей частоты.

В такой системе генератор, приводимый во вращение от авиационного двигателя, имеет переменную частоту вращения. Для получения на выходе генератора напряжения постоянной частоты после генератора включают статический преобразователь частоты на полупроводниковых приборах. Системы электроснабжения переменного тока стабильной частоты являются наиболее перспективными. Однако появившееся в последнее время оборудование требует

вернуться к использованию систем постоянного тока. Не надёжно работающие в высотных условиях электромагнитные реле и контакторы могут быть заменены статическими переключателями и выключателями, выполненными на полупроводниковых приборах. Применение бесконтактных элементов в системе электроснабжения постоянного тока позволит поднять напряжение. При одинаковых напряжениях система постоянного тока позволяет получить экономию в массе проводов на 40-50% (за счёт однопроводности). Одновременно за счёт уменьшения количества проводов и исключения необходимости передачи реактивной мощности снизятся потери в проводах на 50%. Предельные напряжения будут 200-250В.

В такую сеть могут входить: 1) первичная система энергоснабжения с генератором постоянного тока бесконтактным и высоковольтным; 2) вторичная система энергоснабжения.

Она содержит: - преобразователь постоянного тока в постоянный, но с другим номинальным напряжением для питания оперативных управляющих цепей (выключателей, переключателей, статических реле и контакторов); - преобразователь постоянного тока в переменный стабильной частоты для питания потребителей, чувствительных к изменению частоты.

Особенности электроснабжения самолета В-737

Электроснабжение самолета 737 модели построено по двум следующим основным принципам функционирования системы:

1. Не предусмотрена параллельная работа источников электропитания переменного тока.
2. Все источники электропитания подключаются вручную путем установки соответствующего переключателя в соответствующее положение.

Всю систему электроснабжения можно разделить на три главные составляющие:

- систему электроснабжения переменным током,
- систему электроснабжения постоянным током,
- резервную систему электроснабжения.

Первичным источником электроэнергии являются два генератора с приводом от двигателя, которые выдают напряжение 115 вольт переменного тока частотой 400 герц, если один из генераторов не функционирует, то часть этих шин автоматически переводится на энергоснабжение от работающего генератора.

Понижающие трансформаторы формируют электропитание низкого напряжения 28В переменного тока для работы освещения, приборов и других схем, которые в таком напряжении нуждаются.

Блоки трансформаторов-выпрямителей (TR) выдают электроэнергию постоянного тока 28В, аккумуляторная батарея служит дублирующим источником электроэнергии для работы резервной системы переменного и постоянного тока.

4.2. Основные элементы электрооборудования летательных аппаратов

Электрооборудование летательных аппаратов можно разделить на три основные группы:

- 1) Источники и преобразователи, их защитные и регулирующие устройства.
- 2) Система передачи и распределения энергии.
- 3) Потребители электрической энергии.

В первую группу входят: генераторы; химические источники; преобразователи; выпрямители, трансформаторы, умножители; регулирующая и защитная аппаратура; устройства для защиты генераторов от обратных токов, перенапряжений, перегрузок; устройства, обеспечивающие автоматическое распределение активных и реактивных мощностей между параллельно работающими генераторами.

Во вторую группу входят: электрическая сеть, аппаратура коммутации и защиты, аппаратура распределительных устройств, контрольно-измерительные приборы, монтажное и установочное оборудование.

К третьей группе относятся: электрические двигатели, электромагниты; осветительные и сигнальные устройства; противообледенительные и обогревательные устройства; пусковые устройства; средства связи; установки автоматического управления; контрольно-измерительная аппаратура.

4.3. Особенности работы электрооборудования

В процессе эксплуатации АТ бортовая электросеть и другое оборудование подвергаются различным механическим, климатическим, температурным, высотным, статическим, электрическим и другим нагрузкам. Эксплуатация электрооборудования в условиях высокой влажности во время полета, резкого изменения влажности и температуры окружающей среды, способствует уменьшению сопротивления изоляции и приводит к изменению их характеристик.

С высотой температура атмосферы убывает на $5\pm 7^{\circ}\text{C}$ на каждый километр. Начиная с высоты 11 км и до 35 км температура атмосферы становится равной -50°C . Температура элементов оборудования расположенного на двигателе может достигать 250°C .

Давление у земли 730-780 мм рт.ст. На высоте 12 км давление в 6 раз меньше, а на высоте 20 км в 16 раз меньше чем у земли. Плотность на высоте 12 км в 4, а на высоте 20 км в 14 раз меньше земного. Влажность на высоте 9-10 км практически нулевая.

Электропроводность в нормальной атмосфере очень мала. С высотой, в связи с уменьшением плотности и увеличением ионизации она значительно возрастает. При температуре $+50^{\circ}\text{C}$ электрическое сопротивление медных и алюминиевых проводов в 1,4 раза больше, чем при -60°C .

4.4. Химические источники тока

Химическими источниками электроэнергии называются устройства, в которых химическая энергия активных веществ во время реакции превращается в электрическую энергию. В авиации вначале использовались гальванические элементы, затем - аккумуляторы, а в последнее время начали применяться и топливные элементы.

Гальванические элементы допускают однократное использование заключённых в них активных химических веществ,

Аккумуляторы допускают многократное использование заключённый в них активных химических веществ.

Топливные элементы - устройства, на электродах которых химические вещества - топлива, подводимые непрерывно к ним, преобразуются в электрическую энергию.

Из различных видов аккумуляторов наиболее широкое распространение получили свинцовые, серебряно-цинковые, кадмиево-никелевые.

Условные обозначения: цифры перед буквами - количество элементов в батарее, буквы обозначают конструкцию и область применения, цифры после букв - ёмкость в ампер-часах при разряде на основном длительном режиме.

Свинцово-кислотные: 12-А-5; 12-А10; 12-А-30; 12-САМ-28, 12-САМ-55 и т.д.

А - авиационная; САМ - стартерная авиационная моноблочная; АСАМ - авиационная стартерная с адсорбированным электролитом моноблочная.

Щелочные 20НКБН-25, 20НКБН-40, 20НКБН-25-УЗ, 20НКБН-40-УЗ.

НКБН — никель-кадмиевая - безламельная - намазная, Цифры "25" обозначают номинальную емкость при 2,5 часовом режиме разряда, А-час; УЗ-климатическое исполнение и категория (умеренный климат, категория 3).

СЦС (15СЦС-45) — серебряно-цинковая - самолётная, состоящая из 15 аккумуляторов, ёмкостью 45А·ч.

Авиационные аккумуляторные батареи выпускаются двух видов: для использования в воздухе (бортовые) и для использования на земле (аэродромные).

Бортовые авиационные аккумуляторные батареи предназначены: для питания электрических стартёров и другой аппаратуры при автономном запуске двигателей, для питания основных потребителей в полёте при выходе из строя генераторов, для питания электрических установок перед взлётом, при посадке, а также при рулении самолёта, когда генераторы могут быть отключены от сети, для кратковременной проверки работы электрооборудования на земле при отсутствии аэродромного аккумулятора.

Аэродромные аккумуляторы предназначены для питания потребителей на земле при проверках, проведении предварительной подготовки, а также выполнении регламентных работ; для запуска двигателей.

При эксплуатации аккумулятора необходимо знать: электродвижущую силу, напряжение, внутреннее сопротивление, ёмкость, удельные ёмкости и энергию, коэффициенты отдачи по ёмкости и энергии, саморазряд.

ЭДС — разность электродных потенциалов при разомкнутой внешней цепи.

Напряжение химического источника питания отличается от ЭДС на значение падения напряжения во внутренней цепи.

Разрядная ёмкость химического источника - количество электричества, отдаваемое источником при разряде.

Саморазряд — бесполезная потеря ёмкости при разомкнутой внешней цепи из-за взаимодействия активных масс электродов и электролита.

Удельная ёмкость — отношение разрядной ёмкости к массе источника.

Коэффициент отдачи по ёмкости — отношение отдаваемой ёмкости при разряде к ёмкости, необходимой для его полного заряда.

Батареи располагают обычно в хвостовом отсеке рядом с панелями энергетики.

На самолете Ту-154Б-2 и Ту-154М установлены 4 аккумуляторные батареи 20НКБН-25, 2 из них № 1 и № 2 установлены в 5-ом техотсеке и подключены к шине запуска ВСУ, а 2 из них № 3 и № 4 установлены в 1-ом техотсеке и подключены к аккумуляторной шине.

Электрическая система управления бортовыми аккумуляторными батареями обеспечивает измерение напряжения на зажимах каждой батареи без ее подключения к бортовой сети, при подключении к сети каждой батареи в отдельности или обеих батарей, измерение их токов нагрузки, а также предотвращает подключение батарей к сети при их установке с обратной полярностью.

На самолете Ту-154М могут устанавливаться 4 аккумуляторные батареи 20НКБН-25-У3 (20НКБН-25), а также батареи 26108 фирмы «SAFT» или 20FP25H1-R фирмы «VARTA». На самолете Як-42 могут устанавливаться 2 аккумуляторные батареи 20НКБН-40У или аккумуляторные батареи 40118 фирмы «SAFT» на 62 шп слева и справа (в районе встроенного трапа для посадки - высадки пассажиров).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: ЭКСПЛУАТАЦИЯ В ОДНОМ КОМПЛЕКТЕ БАТАРЕЙ РАЗНЫХ ТИПОВ ЗАПРЕЩАЕТСЯ

4.5. Авиационные свинцовые аккумуляторные батареи

Аккумуляторная батарея 12СAМ-55 состоит из двух 12-ти вольтовых полубатарей 6СAМ-55 соединенных последовательно.

Основные данные батареи 12СAМ-55

Номинальное напряжение 24В.

Режим разряда: длительный - 5ч, стартерный - 25с,
разрешаемое количество запусков - до 4-х.

Максимально допустимый разрядный ток - 1500А.

Допустимое напряжение разряда - 1,7В на каждый элемент (при 5-ти часовом режиме разряда) (20,4 В на клеммах батареи) и - 1,33В (при стартерном режиме разряда) (16В на клеммах батареи).

Зарядный ток: первая ступень - 8,5А до напряжения элементов 2,38-2,42В, вторая ступень - 4,5А до конца заряда.

Аккумуляторная батарея 12-САМ-28 состоит из 12 свинцово-кислотных аккумуляторов, соединенных последовательно между собой. Активными веществами, вступающими в химическую реакцию при разряде аккумулятора, являются серная кислота (ее раствор в дистиллированной воде), свинец и перекись свинца. В результате разряда содержание этих веществ в аккумуляторе уменьшается, образуются вода и сульфат свинца, которые вступают в химическую реакцию с образованием свинца, перекиси свинца и серной кислоты при заряде аккумулятора.

Основные данные батареи 12-САМ-28

Напряжение на заряженной батарее при токе ее нагрузки 12А..... 24В.

Емкость батареи при ее разрядке током 5,6А.....26А·ч

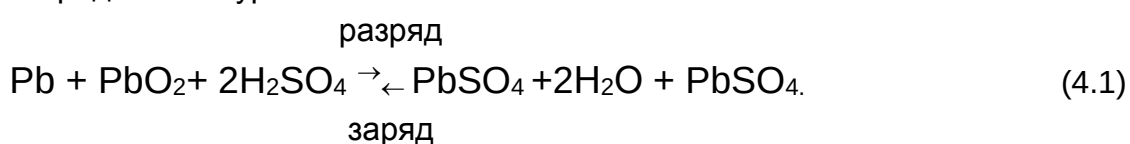
В процессе эксплуатации батарею можно разряжать до напряжения ...21В

В свинцовом аккумуляторе активным веществом положительного электрода является перекись свинца PbO₂, а отрицательного - свинец Pb.

Электролит - водный раствор серной кислоты H₂SO₄ плотностью $\gamma = 1,26\text{г/см}^3$.

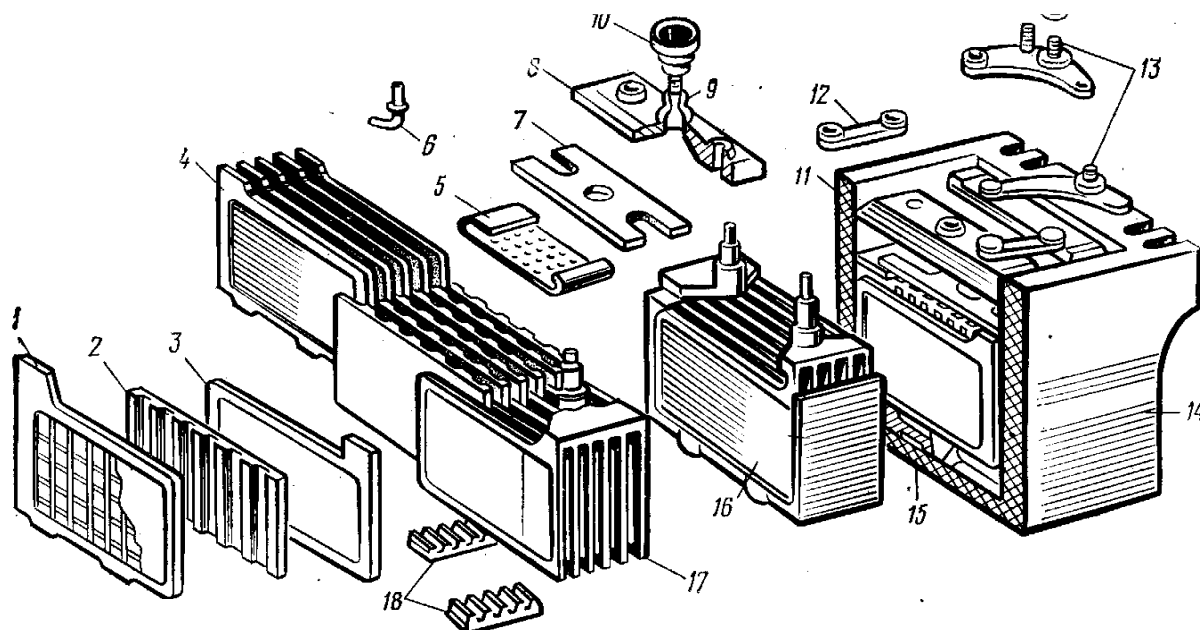
На отрицательном электроде при разряде происходит реакция окисления свинца, а на положительном электроде - реакция восстановления двуокиси свинца, т. е. при разряде на положительном и отрицательном электродах образуется сульфат свинца - так называемая "двойная сульфатация".

Процессы, протекающие на электродах аккумулятора при заряде и разряде, можно представить уравнением:



По мере разряда аккумулятора плотность (концентрация) электролита уменьшается, так как сульфатация электродов сопровождается образованием

воды.



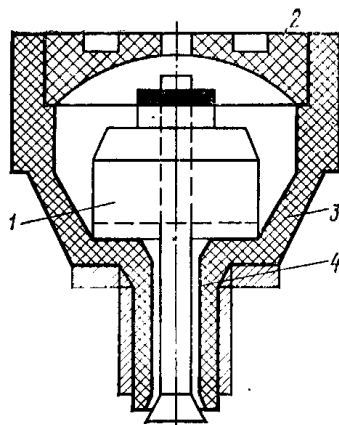
Положительные 1 и отрицательные 3 пластины, сепаратор 2, винипластовый предохранительный щиток 5, борн 6, отражательный эбонитовый щиток 7, крышка 8 и 9, пробка 10, уплотнительная резина 11, межэлементные перемычки 12, клеммы 13, моноблок 14, выступы 15, полу блоки из отрицательных 17 и положительных 4 пластин, эбонитовые башмачки 18.

Рис. 4.6. Детали аккумуляторной батареи 12СAМ-28

Отрицательные и положительные пластины представляют собой тонкую решётку, в которую впрессована активная масса. В качестве материала для решётки используют свинец с примесью 6-8% сурьмы. Сурьму добавляют для увеличения прочности и улучшения литейных свойств сплава. Пластины одной полярности спаиваются с борном. Для уменьшения внутреннего сопротивления борн выполняют из меди. Количество отрицательных пластин на одну больше чем положительных. В качестве изоляторов используют сепараторы из микропористого эбонита, одна сторона которых ребристая. Ребристая сторона обращена к положительной пластине, так как у положительной пластины реакция идёт интенсивнее и электролита нужно больше.

Аккумуляторы выпускаются заводом-изготовителем в разряженном состоянии с отформированными электродами. Процесс электрохимического формирования осуществляется путем заряда и разряда аккумулятора. При пропускании зарядного тока на отрицательных электродах окислы гидрата окиси кадмия превращаются в губчатую металлическую массу, а на положительном электроде окислы никеля обогащаются кислородом. Пластины разноименной полярности разделяют комбинированной сепарацией, положительные пластины аккумуляторной батареи помещают в мешочки из капроновой ткани, а отрицательные - из щелочестойкой бумаги.

При хранении батарей используют глухие пробки, а при эксплуатации - рабочие, обеспечивающие отвод газов через клапана. Клапана оттарированы на перепад давления $0,2 \div 0,4$ атм.



Конусообразный свинцовый грузик 1, крышка 2, эбонитовый корпус 3, резиновый золотник 4

Рис. 4.7. Рабочая пробка аккумулятора 12САМ-28

Для повышения надёжности в кислотную батарею добавляют сульфат натрия Na_2SO_4 (натрий сернокислый) в количестве 15-20 г на каждый литр электролита. Каждые 10г сульфата повышают плотность электролита на $0,01 \text{ г/см}^3$. При этом плотность электролита не должна быть выше $1,27 \text{ г/см}^3$.

Батарея 12САМ-28, заряженная при постоянном напряжении источника 28,5В, обеспечивает длительность разряда в аварийных режимах при начальной температуре электролита $25 \pm 2^\circ\text{C}$ до напряжения 21,5В: при токе разряда 100А - не менее 4 мин., при токе разряда 150А - не менее 0,8 мин.

4.6. Электрические характеристики свинцовых аккумуляторов

ЭДС свинцового аккумулятора.

ЭДС зависит от плотности и температуры электролита и не зависит от размеров и количества пластин. С повышением плотности электролита ЭДС возрастает. В диапазоне плотностей электролита от $1,06$ до $1,3 \text{ г/см}^3$ значение ЭДС можно с достаточным приближением определить по эмпирической формуле:

$$E = 0,84 + \gamma, \quad (4.2)$$

где γ - плотность электролита при температуре $+25^\circ\text{C}$.

Влияние температуры электролита на значение ЭДС незначительно.

В полностью заряженном аккумуляторе при нормальной плотности электролита и температуре $+25^\circ\text{C}$ ЭДС $E = 2,12\text{В}$, в разряженном аккумуляторе она снижается до $1,85\text{-}1,8 \text{ В}$.

Внутреннее сопротивление.

Авиационные аккумуляторы имеют очень небольшое внутреннее сопротивление - сотые и тысячные доли Ома. Это ценное свойство позволяет получить от аккумулятора большие токи при сравнительно малых внутренних потерях. Чем больше пластин, включенных параллельно, и чем меньше расстояние между ними, тем меньше внутреннее сопротивление. Большую часть сопротивления составляет сопротивление электролита.

В процессе заряда и разряда аккумулятора его внутреннее сопротивление изменяется вследствие изменения концентрации электролита и химического состава активной массы пластин. При разряде сопротивление возрастает, так как плотность электролита уменьшается и на пластинах образуется сульфат свинца, имеющий большее сопротивление, чем свинец и диоксид свинца. Если разряд производится большими токами, то внутреннее сопротивление аккумулятора увеличивается в связи с тем, что плотность электролита в порах и вблизи пластин из-за малой скорости процесса диффузии уменьшается сильнее. Во время заряда аккумуляторов плотность электролита и проводимость возрастают, в результате чего внутреннее сопротивление его уменьшается. В конце заряда плотность электролита повышается до $1,27 \pm 0,005 \text{ г/см}^3$.

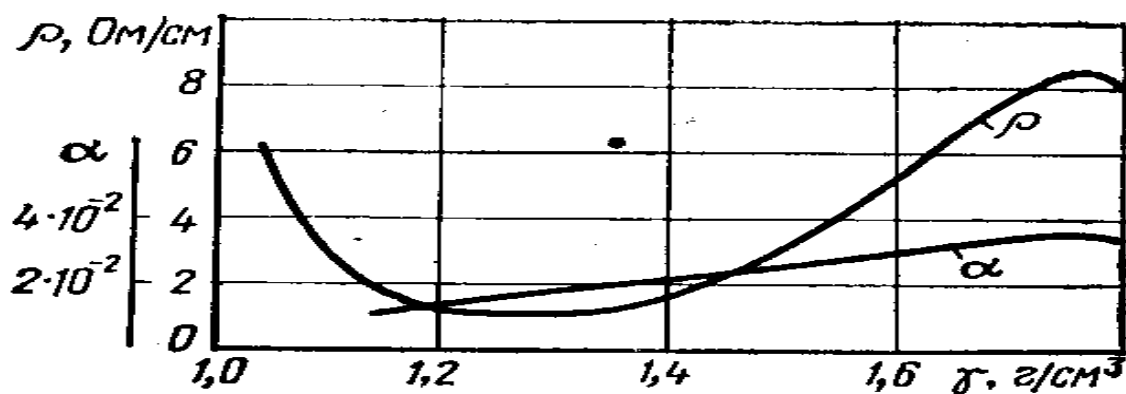


Рис. 4.8. Зависимость удельного сопротивления ρ и температурного коэффициента сопротивления α от плотности электролита γ

Напряжение.

Напряжение аккумулятора отличается от его ЭДС на значение падения напряжения во внутренней цепи и изменяется в процессе заряда и разряда.

В первый момент включения аккумулятора на заряд наблюдается резкое увеличение напряжения на его зажимах (участок 1). Это увеличение происходит за счёт падения напряжения во внутренней цепи аккумулятора и в результате повышения ЭДС, так как в порах пластин и вблизи них образуется серная кислота и плотность электролита в этих местах повышается. Возрастание напряжения на участке 1 происходит до тех пор, пока не установится равновесие между процессами образования кислоты у пластин и перемешивания её в результате диффузии с более слабым раствором в сосуде аккумулятора. Во время заряда

плотность электролита вблизи пластин будет всегда немного выше, с увеличением плотности электролита в сосуде аккумулятора ЭДС, а следовательно, и напряжение на участке 2 также возрастают, но медленнее, чем на участке 1, так как участок 2 соответствует установившемуся процессу диффузии. Крутизна подъема кривой напряжения на участке 2 меньше, чем ЭДС, что объясняется уменьшением внутреннего сопротивления аккумулятора в процессе заряда.

В конце заряда, когда почти вся активная масса пластин окажется восстановленной (при этом напряжение на элементе достигнет $2,35 \div 2,40\text{В}$), ток заряда сначала частично, а затем полностью расходуется на разложение воды, которое сопровождается бурным выделением пузырьков газа. Так как для разложения воды требуется более высокое напряжение, чем для восстановления активной массы пластин, а внутреннее сопротивление аккумулятора при газовыделении увеличивается (вследствие появления пузырьков газа, обволакивающих пластины), то напряжение на участке 3 резко возрастает. На этом участке ЭДС увеличивается быстрее. Объясняется это тем, что к концу заряда процесс восстановления активных веществ проникает в глубь пластин, поэтому диффузия становится затруднительной и плотность электролита в порах пластин повышается в большей степени. На участке 4 рост напряжения прекращается, так как процесс заряда на этом участке заканчивается, и весь ток расходуется на электролиз воды. ЭДС также почти не изменяется. Т.о., конец заряда аккумулятора определяется по постоянным значениям напряжения и плотности электролита в течение определённого времени (обычно в течение 2 ч.). В конце заряда напряжение на элементе должно быть $2,55 - 2,65\text{В}$.

После прекращения заряда плотность электролита выравнивается, а ЭДС снижается до $2,13-2,18\text{В}$; $25,5 - 26\text{В}$ на батарее (участок 5). Свинцовую батарею заряжают напряжением $30-32\text{В}$.

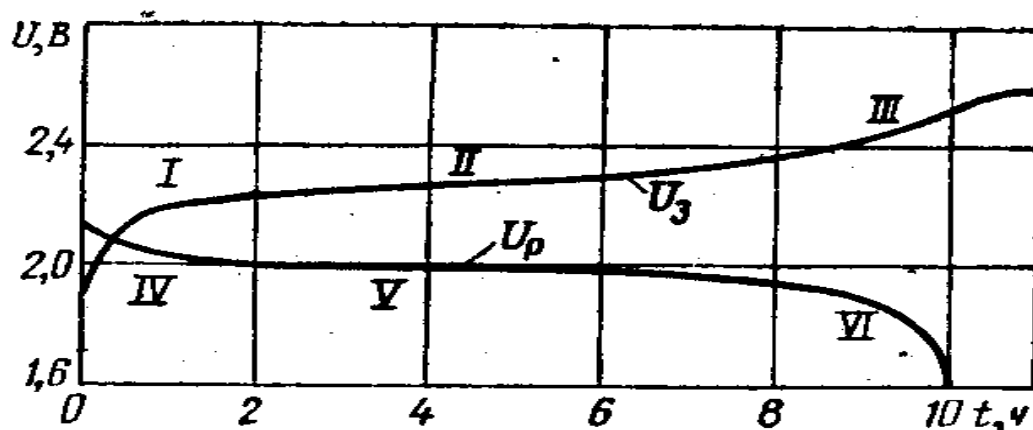


Рис. 4.9. Изменение напряжения свинцового аккумулятора при заряде и разряде

При включении аккумулятора на разряд в результате химической реакции плотность электролита уменьшается. В самом начале разряда свежий электролит не успевает проникнуть из бачка в глубь пластин, поэтому в первый момент наблюдается резкое снижение ЭДС и напряжения аккумулятора (участок 1). В

дальнейшем происходит более интенсивное перешивание электролита. ЭДС и напряжение на участке 2 понижаются более плавно. Кривая напряжения имеет более крутой характер, так как в процессе разряда внутреннее сопротивление увеличивается.

Разряд ведётся до определённого предела, не ниже 1,7В.

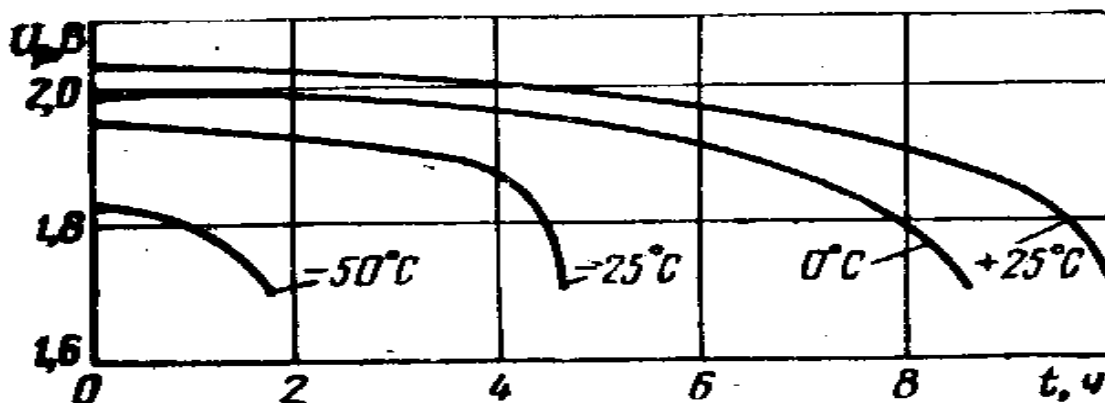


Рис. 4.10. Изменение напряжения свинцового аккумулятора при саморазряде в зависимости от температуры наружного воздуха

Емкость.

Емкость зависит от количества активных веществ в элементе, толщины и площади пластин, температуры электролита, значения разрядного тока, срока службы.

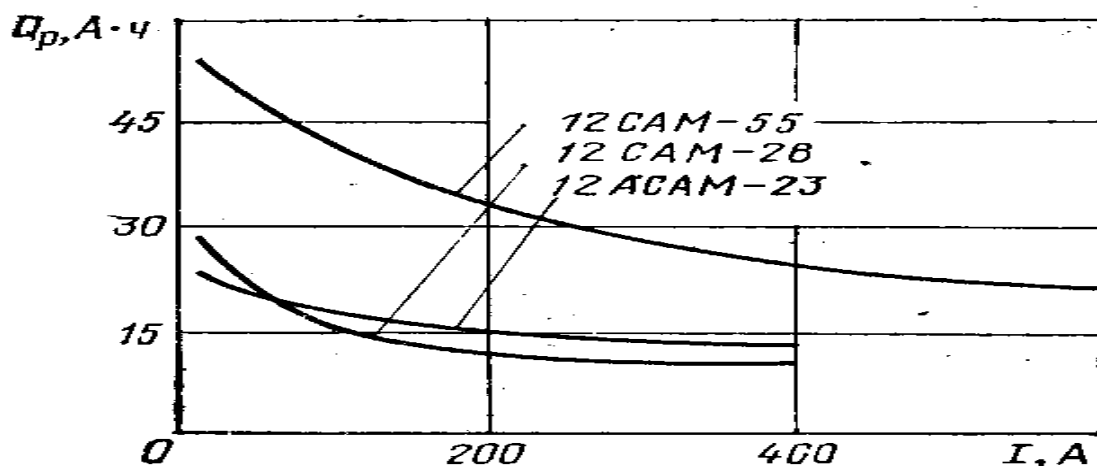


Рис. 4.11. Зависимость разрядной емкости свинцового аккумулятора от разрядного тока

При разряде аккумулятора реакция в первый момент происходит на поверхности пластин, а затем "протекает" вглубь. Поэтому аккумуляторы, имеющие тонкие пластины с большой поверхностью, обладают большей ёмкостью. Это особенно заметно в стартерных режимах. Однако тонкие пластины менее прочны, поэтому срок службы авиационных аккумуляторов значительно меньше, чем наземных. Влияние температуры электролита на ёмкость аккумулятора очень велико. С понижением температуры вязкость электролита увеличивается, диффузия ухудшается, удельное сопротивление возрастает. Учитывая столь

большое влияние температуры на ёмкость, аккумуляторы на ЛА устанавливают в подогреваемых контейнерах. Чем больше ток разряда, тем меньшую ёмкость можно получить от аккумулятора.

При работе аккумулятора происходит старение и выпадение активного вещества из пластин.

К истечению срока службы (1÷2 года) ёмкость батарей снижается до 70 ÷ 75%.

Саморазряд, т. е. потеря емкости, обусловленная протеканием самопроизвольных процессов при разомкнутой внешней цепи. Основной причиной саморазряда является взаимодействие активных масс электродов и электролита. Количественно саморазряд оценивается уменьшением емкости за сутки. Естественный разряд не является причиной неисправности, в сутки теряется до 1% ёмкости.

К причинам вызывающим саморазряд относят: - неодинаковая плотность электролита по высоте пластин (внизу электролит более плотный).

Если не подзаряжать хранящийся аккумулятор, то он может засульфатироваться.

4.7. Авиационные никель-кадмиевые аккумуляторные батареи

Батареи никель-кадмиевой электротехнической системы отличаются от других типов аккумуляторных батарей, как по электрохимическим характеристикам, так и по правилам ухода. Они требуют внимательного квалифицированного обращения.

Никель-кадмиевый аккумулятор является устройством, которое при заряде превращает электрическую энергию в химическую, а при разряде - химическую энергию в электрическую. В настоящее время наиболее широкое распространение получили аккумуляторные батареи 20НКБН-25, 20НКБН-25-УЗ, 20НКБН-40.

Никель-кадмиевая аккумуляторная батарея 20НКБН-25 состоит из 20 аккумуляторов, которые соединены последовательно. Активными веществами в аккумуляторе являются окислы никеля, кадмий и водный раствор щелочи.

Основные данные батареи 20НКБН-25

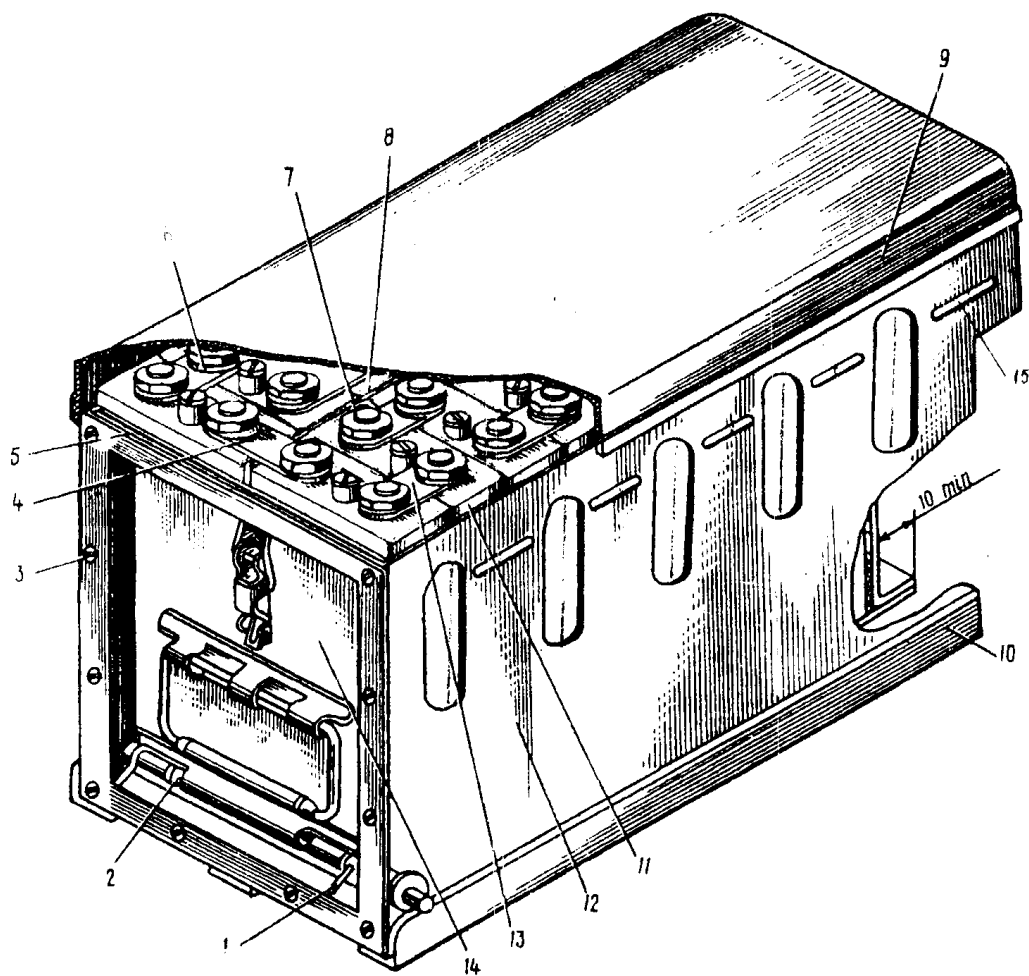
Напряжение на заряженной батарее:

без нагрузки не менее 25В,

при токе нагрузки 100 А.....23,8В.

Ёмкость батареи 25А·ч.

Активным веществом электродов аккумулятора являются губчатый кадмий Cd (отрицательного) и соединение никеля NiOOH (положительного). В качестве электролита используется водный раствор гидрата окиси калия (KOH) плотностью 1,9-1,21 г/м³ с добавкой 20г на 1л раствора моногидрата гидроокиси лития (LiOH·H₂O).

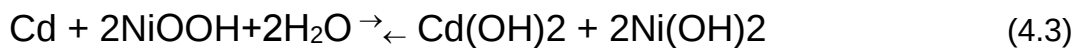


1. Ручка затвора, 2. Стержень затвора, 3. Винт, 4. Шина, 5. Прокладка, 6. Шайба, 7. Гайка, 8.Прокладка, 9 .Крышка, 10. Уголок, 11. Аккумулятор, 12. Контейнер, 13. Шина, 14. Стенка задняя, 15. Окна для контроля уровня электролита

Рис. 4.12. Батарея аккумуляторная 20НКБН-25. Общий вид

В никель-кадмиевом аккумуляторе используется окислительно-восстановительная реакция между кадмием и гидроксидом никеля.

разряд

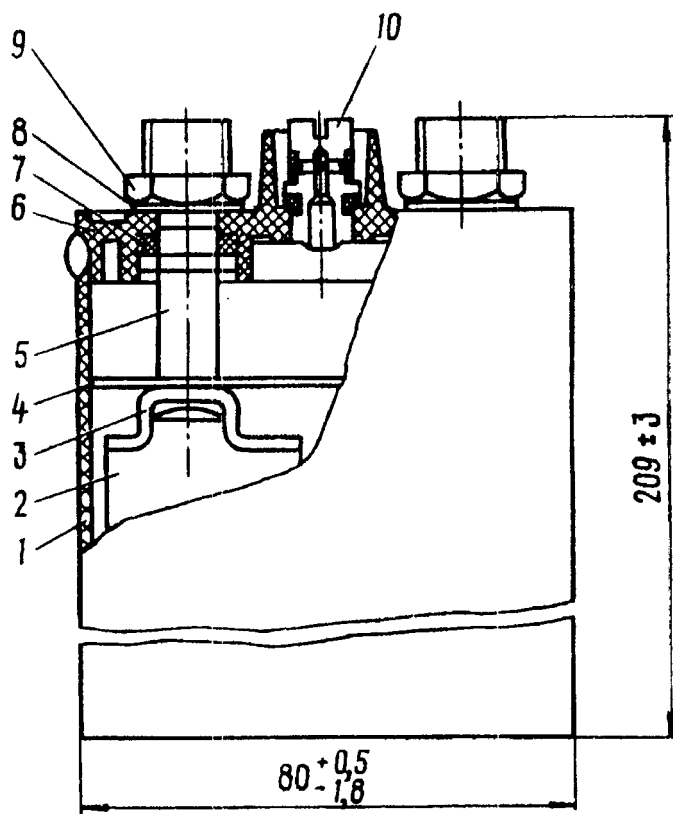


заряд

Электролит, хотя его химическая формула и не фигурирует в уравнении, принимает самое активное участие в процессах, протекающих в аккумуляторе. Средняя плотность электролита во время заряда и разряда остается неизменной, однако при заряде концентрация электролита понижается у отрицательного электрода и повышается у положительного. При разряде имеет место обратное распределение.

На отрицательном электроде при разряде происходит окисление кадмия, на положительном при разряде восстанавливается оксид никеля. Так как соли кадмия и никеля малорастворимые - реакции не такие простые. Указанный процесс на

электродах протекает обратимо, поэтому батарея может заряжаться и разряжаться многократно. Однако, длительная эксплуатация батареи приводит к старению активных масс и износу батарейных и аккумуляторных деталей, что вызывает некоторую потерю емкости, а также уменьшению надежности и безотказности работы авиационных никель-кадмиевых батарей. В связи с этим батареи имеют определенный срок службы.



1. Сосуд, 2. Блок пластин с сепарацией, 3. Мостик, 4. Экран, 5. Борн, 6. Крышка, 7. Кольцо уплотнительное, 8. Шайба, 9. Гайка М10, 10. Пробка

Рис. 4.13. Аккумулятор НКБН-25

Пластины электродов изготавливаются путём прессовки порошкообразной активной массы на стальных решётках с последующей пропиткой солями кадмия (оксид кадмия) отрицательных и солями никеля (оксид никеля) положительных пластин. Сепаратор положительной пластины - капроновый мешочек, отрицательной - мешочек из щелочестойкой бумаги. Сосуды аккумуляторов изолированы пленкой из винипласта и помещены в стальной корпус. Пробки служат для сбрасывания избыточного давления внутри аккумулятора. Клапаны оттарированы на давление 0,2÷1,0 атм. Аккумуляторы работоспособны до высот 35 км. Аккумуляторы небольшой мощности часто выполняются герметичными, что исключает контроль за уровнем электролита.

Стальной корпус - положительный электрод.

На боковых стенках контейнера имеются смотровые окна, в которых виден уровень электролита в аккумуляторе и окна для контроля уровня электролита. Уровень электролита должен быть между метками или в пределах окон. Если уровень электролита не соответствует норме, его необходимо откорректировать

путем доливки дистиллированной воды приспособлением для заливки электролита или отбора электролита из аккумулятора, используя для этого ареометр из ЗИП.

Вновь полученные аккумуляторные батареи приводят в рабочее состояние по следующей технологии:

- снимают крышку, удаляют консервационную смазку, вывинчивают пробки из всех аккумуляторов, проверяют уровень электролита, при необходимости корректируют его уровень доливкой дистиллированной воды или отбором электролита из аккумулятора;

- подвергают батарею усиленному заряду в 2 ступени:

- сначала током 10А в течении 4 час,

- делают перерыв на 2-6 час для отгазовки и охлаждения батареи,

- затем продолжают зарядку током 10А в течении 2 час.

Замеряют напряжение и плотность электролита в каждой банке. При необходимости корректируют плотность электролита доливкой дистиллированной воды или электролита плотностью выше 1,21 г/см³;

- разряжают батарею до напряжения 23В током 10А;

- проводят контрольный цикл - вновь заряжают батарею в 2 ступени: сначала током 10А в течение 3 час, а затем током 5А в течение 2 час и затем разряжают батарею током 10А до напряжения 20В, при этом подсчитывают емкость батареи.

Если емкость соответствует норме, то производят рабочий заряд в 2 ступени: сначала током 10А в течение 3 час, а затем током 5А - в течение 2час. В конце контрольного и рабочего заряда измеряют напряжения каждого аккумулятора и батареи, величина которого должна быть не менее 1,5В - на аккумулятор; 32В - на батарею. Выдерживают батарею для отгазовки с открытыми пробками не менее 10час., проверяют уровень электролита и ввинчивают пробки в аккумуляторы.

Если емкость батареи на контрольном цикле окажется ниже нормы, то производят заряд со сменой электролита.

На самолете батарея работает в буферном режиме с напряжением в сети 27-30В. Оптимальным напряжением заряда батарей является напряжение 28,5-29В. Батареи никель-кадмиевой системы при зарядке от генератора при постоянном напряжении 27- 30В допускают непрерывные перезаряды, при этом не реже чем через 75 летных часов следует проверить уровень электролита и при необходимости откорректировать до нормы.

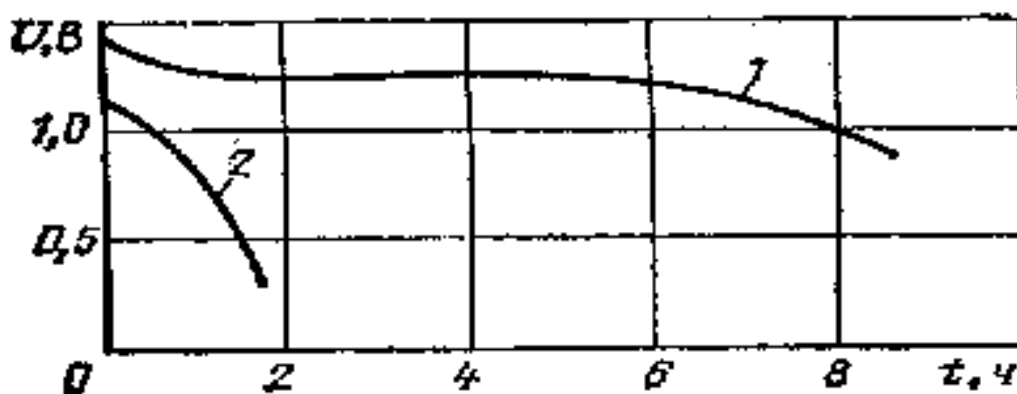
4.8. Электрические характеристики щелочных аккумуляторных батарей

Электродвижущая сила.

ЭДС только что заряженного аккумулятора равна 1,45В. В течение нескольких суток ЭДС снижается до 1,36В. Напряжение разомкнутой цепи отдельных аккумуляторов после 5-ти суточного саморазряда должно быть не менее 1,27В.

Напряжение.

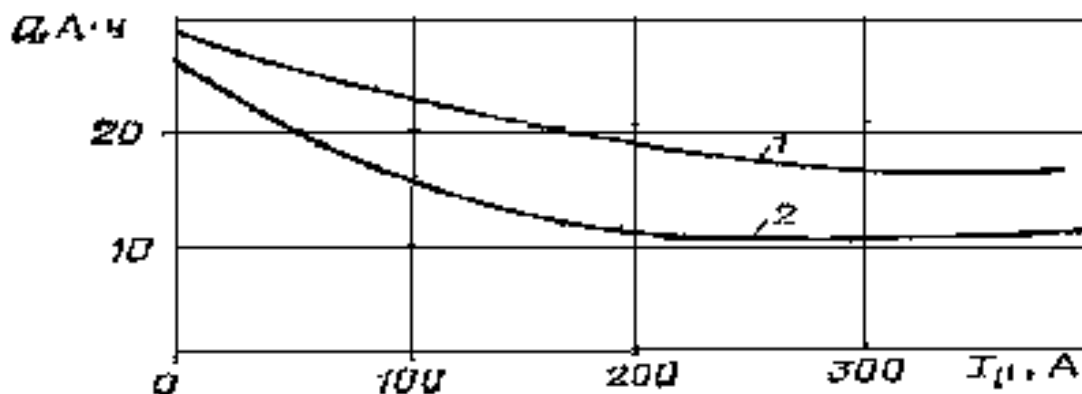
Разрядное напряжение зависит от тока разряда и температуры. С понижением температуры уменьшается емкость, отдаваемая аккумуляторами при разряде, до определенного конечного напряжения.



($t = 20^{\circ}\text{C}$): 1—8-часовой режим; 2—1-часовой режим
Рис. 4.14. Изменение напряжения при разряде аккумулятора

Емкость.

Емкость щелочной аккумуляторной батареи определяют путем контрольного разряда. Для этого разряжают батарею током 10А до напряжения 20В и фиксируют время разряда.



1- аккумулятор 20НКБН-25; 2- аккумулятор 12САМ-28

Рис. 4.15. Зависимость разрядной емкости кислотного и щелочного аккумулятора от разрядного тока: $Q_p = f(I_p)$

Емкость аккумуляторной батареи определяют по формуле:

$$Q=J \cdot t, \quad (4.4)$$

где Q - емкость в А·ч,

J - разрядный ток в А (10А),

t - время разряда в ч.

Емкость должна быть не ниже 25 А·ч. Батарея должна обеспечивать емкость не менее 25 А·час при разряде током 10А; 23,75 А·час при разряде током 25А; 18,75 А·час при разряде током 50А или 100А.

Если емкость батареи при контрольном цикле ниже нормы, производят заряд аккумуляторной батареи со сменой электролита и повторно производят контрольный разряд. Если после этого емкость батареи окажется ниже нормы, такая батарея к дальнейшей эксплуатации не допускается.

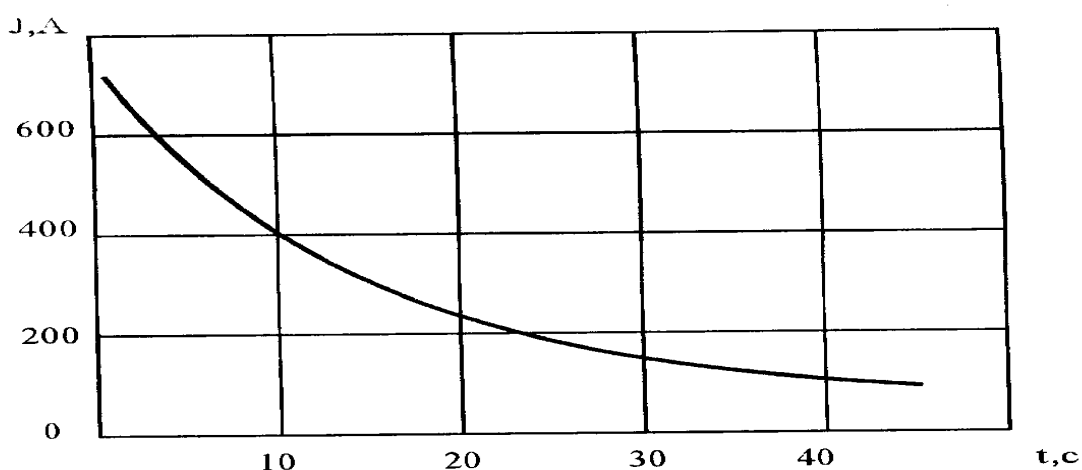


Рис. 4.16. Изменение тока батареи 20НКБН-25 при стартерном режиме разряда

Саморазряд.

Уменьшение емкости никель-кадмиевого аккумулятора происходит главным образом вследствие постепенной потери кислорода окисно-никелевым электродом. Особенно интенсивна отдача кислорода в течение нескольких суток по окончании заряда, что связано с разложением высших окислов никеля. В течение первых 15—20 суток саморазряд составляет 1,5% в сутки, а затем уменьшается до 0,5%. Саморазряд увеличивается с повышением температуры и уменьшается с ее понижением.

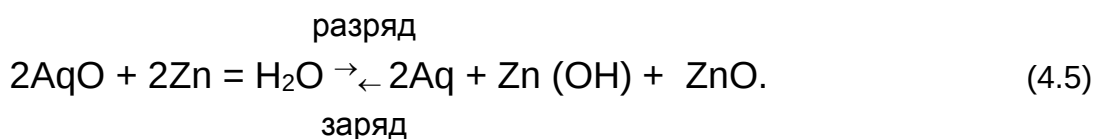
Гарантийный срок годности никель-кадмиевого аккумулятора 2,5г (в этот срок входят хранение, транспортировка и работа его на самолете).

4.9. Авиационные серебряно-цинковые аккумуляторные батареи

Серебряно-цинковые аккумуляторные батареи 15СЦС-45 состоит из 15 элементов емкостью 45А·ч.

Активным веществом являются: цинк Zn - отрицательный электрод, оксид серебра Ag₂O - положительный. Электролит- гидрат окиси калия (KOH) плотностью $\gamma = 1,47 \text{ г/м}^3$. ЭДС аккумулятора $1,82 \div 1,86\text{В}$ на первой ступени разряда и после отдачи 35% ёмкости - $1,52 \div 1,56\text{В}$ на второй. При дальнейшем разряде ЭДС остаётся постоянной.

Суммарная токообразующая реакция, протекающая на электродах серебряно-цинкового аккумулятора, может быть представлена уравнением



Изменение температуры окружающей среды оказывает на их разрядную емкость большое влияние: при температуре -35°C разрядная емкость составляет 10-15% Q_н и батарея не в состоянии разряжаться большими токами без предварительного внешнего подогрева. Саморазряд аккумулятора составляет 0,3-0,45% при хранении при температуре 20°C . Коэффициент отдачи серебряно-цинкового аккумулятора очень высок: по емкости 94-97%, а по энергии 80-85%.

4.10. Режим работы и подзарядки бортовых аккумуляторных батарей

На отечественных самолетах батареи включаются параллельно с генераторами или выпрямительными устройствами. Так как напряжение в сети поддерживается постоянным, то и заряд аккумуляторов происходит при постоянном напряжении.

Особенности этого заряда:

- в первый момент заряд идёт гораздо быстрее вследствие большого значения тока;
- время полного заряда больше, чем заряда при постоянном зарядном токе;
- максимально используется зарядный ток при небольшой затрате на газовыделение.

Большая сила зарядного тока в начальный момент заряда при постоянном напряжении даёт возможность возратить аккумуляторной батарее значительную часть ёмкости в сравнительно короткое время. Емкость, приобретаемая аккумуляторной батареей при заряде, в значительной степени зависит от температуры электролита. Свинцовая батарея полностью зарядится при напряжении 30-32В. а никель-кадмиевая 33-36В. Напряжение в бортовой сети 28,5В., т.е. *батареи полностью не заряжаются.*

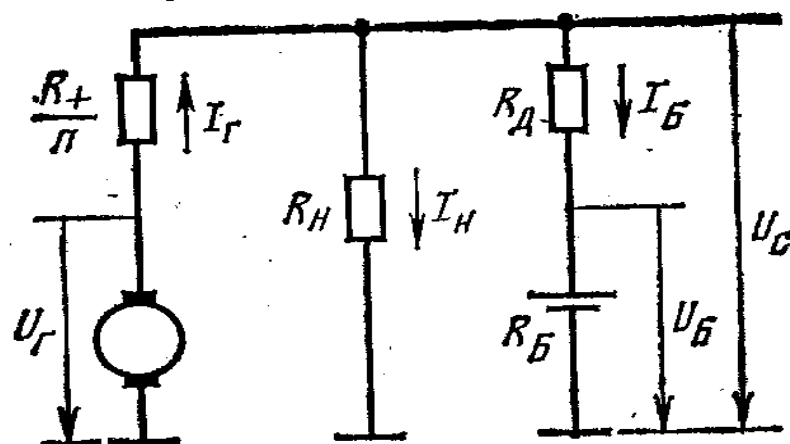


Рис. 4.17. Эквивалентная схема совместной работы генератора и аккумуляторной батареи

Устройства для подзаряда авиационных батарей применяют для аккумуляторных батарей всех систем, но главным образом для заряда никель-кадмиевых батарей, которые особенно чувствительны к изменению тока при заряде. Бортовые зарядные устройства выполняют в виде интегральных бортовых аккумуляторных систем.

Схема работающая с трансформаторно-выпрямительным блоком (вторичная система электроснабжения), состоит из трансформатора 1, тиристорного управляемого выпрямителя 2, аккумуляторной батареи 3, блока питания 4, системы управления 5 и переключателя режима работы 6.

Система управления обеспечивает возможность автоматического переключения зарядного устройства на один из трёх режимов: заряд импульсным током (основной режим заряда), дозаряд и длительный подзаряд малым импульсным током.

В режиме основного заряда батарея заряжается импульсами тока с частотой следования 60-200 Гц.

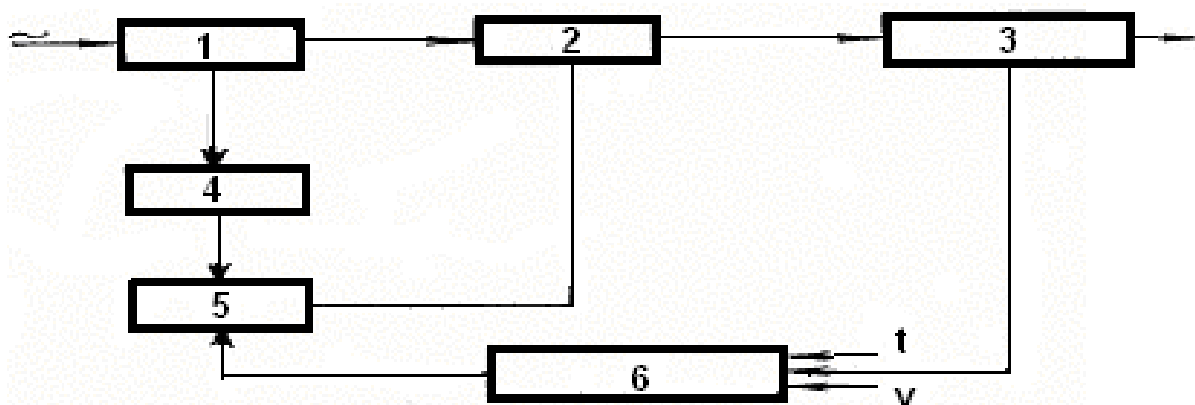


Рис. 4.18. Структурная схема бортового устройства для заряда аккумуляторных батарей

Постоянная составляющая импульсов тока численно равна номинальной ёмкости батареи, а амплитуда импульсов равна четырём ёмкостям. В режиме дозаряда постоянная составляющая импульсов тока равна одной трети ёмкости

батареи, длительный подзаряд производится импульсами тока с постоянной составляющей 100 мА. Переключение производится в зависимости от напряжения батареи и температуры электролита.

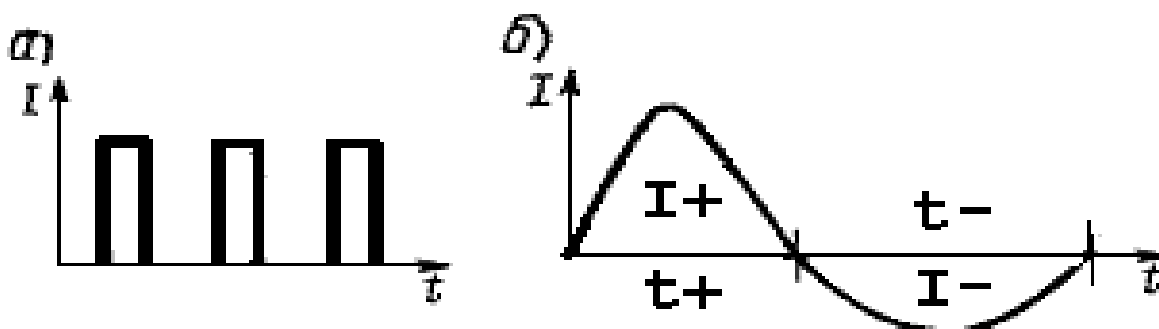


Рис. 4.19. Форма асимметричного тока заряда аккумуляторной батареи

Заряд аккумулятора импульсным и особенно асимметричным переменным током т.е. переменным током с различными амплитудами и длительностью импульсов обоих направлений благоприятно отражается на характеристиках батарей: уменьшает время заряда на 10-15% и увеличивает срок службы.

При заряде постоянным током наблюдается значительные изменения концентрации электролита, особенно внутри пор активной массы. При периодическом изменении тока в результате того, что фронт диффузии не успевает удалиться на заметное расстояние от поверхности электрода, процесс электрохимического окисления активной массы положительного электрода на его поверхности и в глубине пор протекает примерно одинаково с одинаковой скоростью.

Зарядное устройство аккумуляторной батареи самолета В-737 позволяет восстанавливать и поддерживать аккумуляторную батарею в полностью заряженном состоянии. Специальное зарядное устройство аккумуляторной батареи импульсного типа преобразует напряжение 115В переменного тока в напряжение 28В постоянного тока. Обычно источником электроэнергии для зарядного устройства аккумуляторной батареи является шина переменного тока для наземного обслуживания. Зарядное устройство аккумуляторной батареи включается для поддержания аккумулятора в заряженном состоянии всякий, когда на борт самолета подается электропитание переменного тока. Если подключен аэродромный подвижный электроагрегат, подано электропитание на шину наземного обслуживания, переключатель аккумуляторной батареи установлен в положение ON, а переключатель измерительных приборов постоянного тока установлен в положение BAT, то показание 28 вольт на вольтметре означает, что шина батареи "горячего" резерва получает электропитание от зарядного устройства аккумуляторной батареи.

4.11. Сравнительные характеристики аккумуляторных батарей

Эксплуатационно-технические характеристики аккумуляторов приведены в табл. 4.1.

Эксплуатационно-технических характеристик аккумуляторов. Таблица 4.1.

Характеристика	Тип аккумулятора		
	свинцовые	никель-кадмиевые	серебряно-цинковые
Отдача по энергии	0,7	0,5	0,8
Срок службы, циклы	70 - 300	250 - 400	55-100
Механическая прочность	Невелика	Очень прочные	Прочные
Саморазряд в течение месяца %	20-30	10-15	5-10
Хранение	Сложное	Простое	Не сложное
Экологическое воздействие	Вредное	Менее вредное	Менее вредное
Техническое обслуживание	Очень сложное	Простое	Сложное

Относительные стоимости 1 Вт-ч энергии полученной за один разряд, различных аккумуляторов приведены в табл. 4.2.

Относительная стоимость 1Вт-ч энергии, полученной за один разряд, различных аккумуляторов. Таблица 4.2.

Аккумулятор	Относительная стоимость 1 Вт/час энергии	
	За один разряд	За мин. срок службы
Свинцовый	1	1
Никель-кадмиевый	1,5-13,5	3,5
Серебряно-цинковый	12	15

Указанные стоимостные данные без стоимости технического обслуживания, которые для свинцовых аккумуляторов больше, чем для щелочных.

Предельные эксплуатационные токи указываются в паспортах на аккумуляторные батареи, и составляют для 12САМ28 - 1500А; для 20НКБН40 - 1600А.

Щелочные аккумуляторы по сравнению с кислотными имеют преимущества: они не боятся глубоких разрядов, более устойчивы к большим токам, большая удельная мощность, большая механическая прочность, больший срок службы.

Недостатки:

- необходимо периодически менять электролит.

Характеристики надежности:

наработка, срок службы, срок годности и сохранность.

Заряд аккумуляторной батареи с последующим разрядом называется циклом. Число циклов, которое аккумулятор проработал к данному моменту времени, называется наработкой аккумулятора.

Наработка аккумуляторной батареи, при которой его разрядная емкость

становится меньше некоторой нормированной величины, называется сроком службы. Для бортовых аккумуляторных батарей срок службы определяется календарным временем в годах, для аэродромных - числом циклов.

Сроком хранения называется календарный срок от момента изготовления до ввода аккумуляторной батареи в эксплуатацию, в течение которого, находясь в определенных условиях, она сохраняет свои эксплуатационно-технические характеристики.

Следует различать сроки службы гарантийные, т. е. указанные в технической документации, и фактические, характеризующие надежность аккумуляторных батарей.

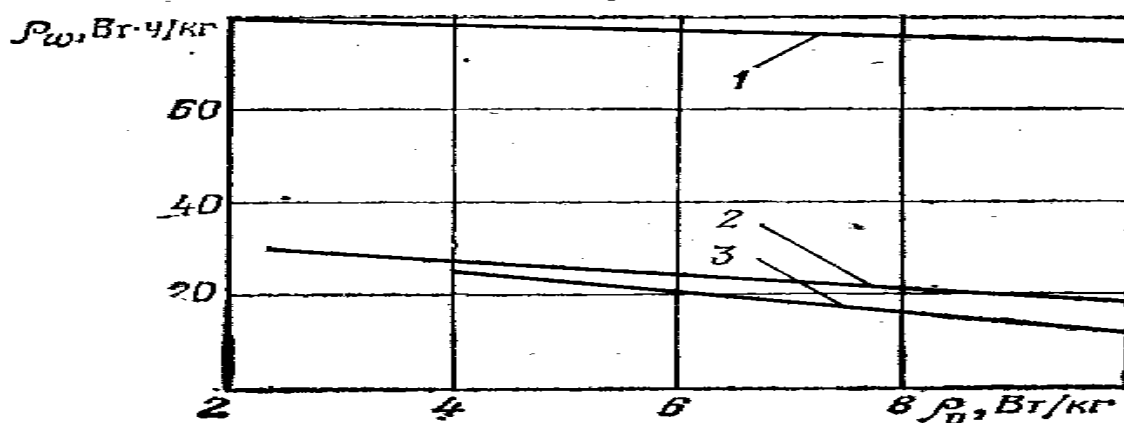
Экономические характеристики.

К экономическим характеристикам относят первоначальную стоимость с учетом срока службы и сохранности, степень дефицитности материалов и стоимость эксплуатации в тех или иных условиях применения.

Эксплуатационными характеристиками являются: надежность, степень механической прочности, климатическая устойчивость и температурный интервал работоспособности, стабильность напряжения, простота в обслуживании, степень вредности для другого оборудования.

Сравнение основных характеристик аккумуляторных батарей

Сопоставление свойств аккумуляторных батарей для выявления области их рационального использования обычно проводят на основе зависимостей удельной энергии аккумуляторных батарей от удельной мощности (рис. 4.22).



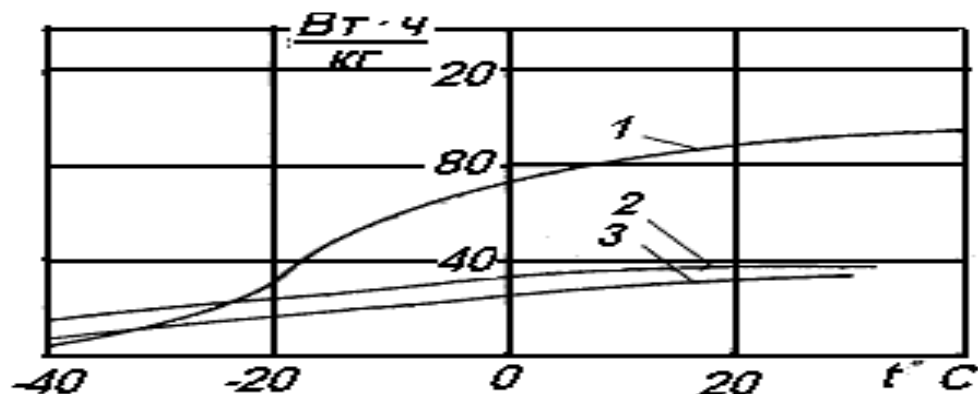
1 — серебряно-цинковые; 2 — никель-кадмиевые; 3 — свинцовые

Рис. 4.20. Зависимость удельной энергии от удельной мощности аккумуляторов

Наиболее высокой удельной энергией обладают серебряно-цинковые аккумуляторы, характерной особенностью которых является малая зависимость удельной энергии от удельной мощности.

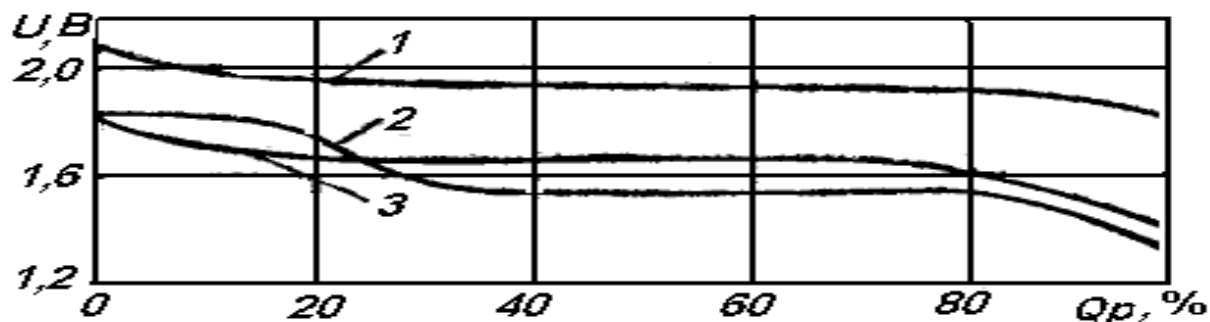
Большое значение для практики имеют удельные характеристики аккумуляторных батарей при низких температурах. У всех аккумуляторных батарей с уменьшением температуры удельная энергия при одной и той же удельной мощности снижается (рис. 4.21). Наибольшее влияние оказывает температура на удельную энергию серебряно-цинковых аккумуляторов.

Стабильность напряжения аккумуляторных батарей в процессе разряда предопределяется их разрядными характеристиками (рис. 4.22). Меньше всего в процессе разряда изменяется напряжение никель-кадмиевых аккумуляторов.



1 — серебряно-цинковые; 2 — никель-кадмиевые (безламельные); 3 — свинцовые
Рис. 4.21. Зависимость удельной энергии от температуры аккумуляторов

Основными положительными качествами кадмиево-никелевых аккумуляторов по сравнению со свинцово-кислотными являются меньшая чувствительность к разрядам вообще, в том числе к разрядам сравнительно большими токами и до низких напряжений, а также их долговечность. Но эти аккумуляторы имеют малый КПД.



1 — свинцовые; 2 — серебряно-цинковые; 3 — никель-кадмиевые
Рис. 4.22. Разрядные характеристики аккумуляторов при температуре +20°C

Наиболее высокая удельная энергия у серебряно-цинковых аккумуляторов, однако они подвержены более строгим рамкам по температуре. При температуре -40°C их удельная мощность снижается в 22 раза по сравнению с +20°C. Меньше всего в процессе разряда изменяется напряжение никель-кадмиевых аккумуляторов. У батареи 12САМ28 при снижении температуры электролита на 1°C - ёмкость уменьшается на 1-1,5%. Например, при температуре +20°C можно выполнить четыре запуска, при температуре -5 °C - 2 запуска, при температуре -15°C - 1 запуск; 20НКБН-25 при температуре +20°C - 5 запусков, а при температуре -5°C - три.

Все щелочные аккумуляторы не боятся глубоких разрядов, устойчивы к большим токам, имеют большую удельную мощность, большую механическую прочность, большой срок службы и находят широкое применение на современной авиационной технике.

4.12. Особенности эксплуатации авиационных аккумуляторных батарей

Эксплуатацию аккумуляторных батарей для обеспечения безотказной работы их в течение гарантийного срока службы необходимо проводить в строгом соответствии с правилами, указанными в технических описаниях и инструкциях по эксплуатации конкретного типа батареи.

Следует помнить, что хранить и приводить в рабочее состояние свинцовые (кислотные) аккумуляторные батареи в одном помещении с никель-кадмиевыми и серебряно-цинковыми (щелочными) аккумуляторах запрещается.

На самолет разрешается устанавливать только полностью заряженную аккумуляторную батарею, у которой Q_p при предыдущем контрольном разряде более 75% Q_n .

В полёте контейнеры аккумуляторных батарей обогреваются воздухом или электрическим током.

Эксплуатация свинцовых аккумуляторных батарей

Хранение свинцовых аккумуляторов. Батареи выпускаются заводом в сухозаряженном состоянии без электролита. В таком виде срок их хранения составляет 3г. Если на заводе батареи проходили электрические испытания, то они поставляются в разряженном состоянии без электролита и срок их хранения не превышает 3 мес. Они держат заряд несколько лет, Это достигается сушкой пластин при высокой температуре в инертной среде в процессе формовки. Хранить аккумуляторы необходимо в сухом помещении при температуре 5 - 30°C с плотно завёрнутыми пробками. Срок хранения незаряженных батарей меньше.

Аккумуляторные батареи, уже находившиеся в эксплуатации, рекомендуется хранить в заряженном состоянии с электролитом. В этом случае срок их хранения не должен превышать 6 мес., при условии обязательного ежемесячного их подзаряда (лишь в крайних случаях не более 3-х мес. батареи можно хранить в разряженном состоянии без электролита).

При эксплуатации аккумуляторных батарей 12-CAM-28 на самолете необходимо соблюдать следующие основные правила: не разряжать батареи большими токами, в связи с чем следует избегать даже кратковременного включения мощных потребителей электроэнергии при питании бортовой сети от аккумуляторных батарей (осуществлять питание сети от аккумуляторных батарей во время запуска двигателей разрешается только при отсутствии аэродромного источника электроэнергии); не использовать батареи для питания бортовой сети во время проверки работоспособности потребителей электроэнергии на земле; не разряжать аккумуляторные батареи до напряжения на них менее допустимого; при работе хотя бы одного из бортовых генераторов подключать батареи к сети для их подзаряда.

Несоблюдение правил эксплуатации свинцово-кислотных аккумуляторов вызывает их вредную сульфатацию, т. е. образование в них крупных кристаллов

сульфата свинца, что приводит к уменьшению емкости батарей и выходу их из строя.

Емкость батареи 12-CAM-28 и напряжение на ней резко уменьшаются при понижении температуры электролита. Например, понижение температуры от 20° до -5° приводит к тому, что емкость батареи уменьшается почти в 2 раза.

Для полного заряда аккумуляторной батареи требуется источник постоянного тока напряжением около 32В, поэтому напряжения бортовых генераторов недостаточно для полного заряда хотя бы частично разряженных после установки на самолет батарей. В связи с этим даже незначительный разряд аккумуляторных батарей является нежелательным, так как он уменьшает их возможности в процессе последующей эксплуатации.

Перед выдачей аккумулятора на самолет проверяют уровень электролита в каждом аккумуляторе, который должен быть выше предохранительного (нижнего) щитка на 6-8мм, но не выше отражательного (верхнего). При проверке уровня электролита необходимо батарею несколько раз встряхнуть и наклонить для удаления из аккумуляторов пузырьков газов.

Степень заряженности батареи проверяют путем измерения плотности электролита (должно быть $1,27 \pm 0,005 \text{ г/см}^3$) и напряжения каждого аккумулятора батареи под нагрузкой током 12А (для аккумулятора 12CAM-28) и током 20А (для аккумулятора 12CAM-55), которое не должно быть ниже 2В.

Определение состояния аккумуляторных батарей.

Состояние аккумуляторных батарей характеризуется степенью их разряженности, которая определяется по напряжению на всей батарее или на отдельных ее элементах при подключении на 2-3с нагрузки, соответствующей 21ц и по плотности электролита в отдельных аккумуляторах. Определение степени разряженности по плотности электролита дает более точные результаты.

Соотношения между плотностью электролита и степенью разряженности элементов аккумуляторной батареи приведены в табл. 4.3.

Зависимость степени разряда аккумулятора от плотности электролита. Таблица 4.3.

Состояние аккумуляторной батареи	Плотность электролита, приведенная к 25°С, г/см ³	Напряжение на батарее В	Напряжение на элементе В
Полностью заряжена	1,255—1,265	24—26	2,03—2,07
Разряжена на 25%	1,21—1,22	24—25	1,98—2,02
” ” 50%	1,17—1,18	23—24	1,93—1,98
” ” 75%	1,12—1,13	22—23	1,85—1,90
Полностью разряжена	1,07—1,08	21—22	1,70—1,80

Эксплуатация никель-кадмиевых аккумуляторных батарей

Хранение. Батарея поставляется заводом в разряженном состоянии, залитая электролитом. В таком виде можно и хранить батареи. Срок гарантии, в который входят хранение и работа батареи на самолете, не должен превышать 2,5г. Батареи, бывшие в эксплуатации, ставят на хранение после доразряда до $U_k=23В$. Никель-кадмиевые батареи разрешается хранить и в заряженном состоянии, но не более 3 мес. Аккумуляторы можно хранить при температуре от -60 до $+30^{\circ}C$.

Приведение в рабочее состояние. Для ввода в эксплуатацию батареи, хранившейся в разряженном состоянии, ее заряжают током первого (усиленного) заряда, а после разряда током $I_p = 2,5 \cdot I_n$ до $U_k = 23В$ — током нормального режима заряда.

Для приведения в рабочее состояние батарей, хранившихся заряженными, их предварительно разряжают, как указано выше, а затем выполняют те же операции, что при введении в эксплуатацию новых батарей. Перед проверкой уровня электролита батарею необходимо покачать для удаления газов. Проверку плотности проводить сверяясь с температурной таблицей. В полёте ёмкость батарей должна составлять не менее 75% от номинальной. Напряжение аккумуляторной батареи проверяется при установке на борт самолета и должно быть не менее 24В при проверке под нагрузкой током 5-ти часового разряда ($\sim 50А$) в течение 10-20 сек. В процессе эксплуатации, особенно во второй половине срока службы необходимо тщательно следить за чистотой вентиляционных каналов. Пробки необходимо мыть каждый раз при техническом обслуживании батареи не реже 1 раза в течение 1-3 месяцев.

В процессе технической эксплуатации аккумуляторных батарей 20НКБН-25 следует соблюдать в основном те же общие правила, что и при эксплуатации батарей 12-САМ-28. Разряды батарей производятся током величиной не более 650А, при этом максимальный ток 650А допускается только в начале включения. Максимально- допустимый расход емкости на одно включение не должен превышать 5 А·час. Уровень электролита в батарее должен быть пределах окон для контроля уровня электролита на стенках контейнера. Если уровень электролита отдельных аккумуляторов не соответствует норме - батарея подлежит отправке на АЗС. В исключительных случаях (при работе самолета вне базы) допускается корректировка уровня электролита дистиллированной водой непосредственно на самолете с последующей отметкой в паспорте на аккумуляторную батарею.

На АЗС при техническом обслуживании аккумуляторной батареи производят доразряд аккумуляторной батареи током 10А до величины напряжения 20В, замеряют напряжение каждого аккумулятора, после этого производят зарядку батареи в 2 ступени: 1-ая ступень током 10А – 3ч, отгазовка и охлаждение 2–6ч., 2-ая ступень током 5А – 2 часа. В конце заряда измеряют напряжение каждого аккумулятора. После этого выполняют контрольный разряд. Батарею отдавшую емкость не менее 25,0 А·ч заряжают вновь в две ступени: сначала током 10А – 3ч, затем током 5А – 2 ч. Периодическое техническое обслуживание в течение

гарантийного срока производится один раз в 3 месяца без смены электролита и один раз в 12 месяцев со сменой электролита, после истечения гарантийного срока - один раз в месяц без смены электролита и один раз в 3 месяца со сменой электролита.

Перед включением аккумуляторов необходимо проверить, чтобы все потребители были выключены, При включении аккумуляторов на сеть обычно загорается табло: "Внимание! Сеть от аккумуляторов". Каждый аккумулятор раздельно проверяется по вольтметру под нагрузкой примерно 50А (включают фары большого света, АНО и освещение кабины экипажа). Напряжение должно быть не менее 24В. Проверку производят при каждой подготовке самолета к вылету.

При эксплуатации на борту самолета необходимо следить за температурой наружного воздуха. При снижении температуры электролита аккумуляторных батарей емкость последних снижается. В связи с этим при длительной стоянке (более 8ч) и отрицательных температурах (ниже -25°C) аккумуляторы необходимо снимать с самолета и хранить в теплом помещении.

Эксплуатация серебряно-цинковых аккумуляторных батарей

ЭДС серебряно-цинковых аккумуляторных батарей составляет 1,82 - 1,86В. Необходимо обращать особое внимание на состояние газывыводящего тракта. Не допускать испарения электролита – клапаны должны быть закрыты.

Максимальная температура нагрева +80°C.

Не допускать снижения ЭДС ниже 1,82В.

Напряжение 1,52 - 1,56В говорит о разряде на 35%.

Наибольшая ёмкость отдаётся при температуре +35° С.

Особенности аккумуляторных батарей

Явление теплового разгона. Особенностью щелочных аккумуляторов является так называемый "тепловой разгон". При полностью заряженной батарее весь зарядный ток расходуется на разложение воды на кислород и водород, которые уходят через пробки. При недостатке электролита, старой батарее кислород и водород получают возможность диффузии, кислород к отрицательному, а водород к положительному электродам. На отрицательном электроде происходят одновременно восстановление кислорода и окисление кадмия, сопровождающиеся выделением тепла. Температура повышается, внутреннее сопротивление уменьшается, зарядный ток увеличивается. Электролит интенсивно выкипает, внутреннее сопротивление растёт. Происходит интенсивное газообразование. Затем процесс затихает.

"Тепловой разгон" происходит из-за недостатка электролита, старения сепараторов батареи и активной массы электродов, повышенном напряжении бортовой сети (более 29В), повышенной температуры наружного воздуха, большой

эксплуатационной нагрузке (частый запуск). В полёте необходимо следить за током заряда и своевременно отключать неисправную батарею при увеличении зарядного тока до 25А.

Сульфатация кислотных аккумуляторных батарей. Особенности эксплуатации кислотных аккумуляторов является возможность сульфатации и переполюсовки элементов. При разряде кислотной батареи на обоих электродах образуется сульфат свинца $PbSO_4$. Разрядный сульфат имеет мелко кристаллическую структуру и при зарядке легко переходит в активную массу. Если разряженный аккумулятор хранится долго, сульфат свинца перекристаллизовывается в крупнозернистый. Он закрывает поры на пластинах и выключает участки из работы, увеличивая внутреннее сопротивление батареи. Для заряда требуется больше времени и энергии. При заряде идет бурное газовыделение (это не признак заряженности).

Признаки сульфатации:

повышенное напряжение вначале заряда, и пониженное в конце, медленное повышение плотности электролита или её отсутствие, быстрое повышение температуры, резкое понижение напряжения при разряде и понижение ёмкости.

Для предохранения аккумуляторной батареи от сульфатации необходимо каждые три месяца давать батарее контрольно-тренировочный цикл: 1) глубокий заряд до напряжения 1,7В на каждом из аккумуляторов батареи; 2) разряд; 3) нормальный заряд.

Переполюсовка элементов аккумуляторных батарей. Переполюсовка элементов происходит при неправильном подключении, либо падении напряжения в одной из банок ниже 1,7В на длительное время, при разряде большими токами (например, при запуске двигателя). В этом случае слабые элементы быстро разряжаются до 0, а ток остальных элементов является для них зарядным, но с обратной полярностью.

Признаки переполюсовки.

Каждый переполюсованный элемент снижает напряжение на 2-4В.

Для устранения переполюсовки нужно провести 2-3 контрольно-тренировочных цикла.

Короткое замыкание элементов. Короткое замыкание может быть из-за грубого обращения, из-за накопления шлама на дне, из-за попадания в электролит постороннего токопроводящего предмета.

Признаки короткого замыкания.

Плотность электролита при заряде не повышается, непрерывное уменьшение плотности от цикла к циклу, быстрая потеря ёмкости, повышенный саморазряд. Повышенный саморазряд может также происходить из-за нечистой поверхности аккумуляторных батарей.

4.13. Техническая эксплуатация генераторов постоянного тока

В настоящее время большое распространение получили бесконтактные авиационные генераторы постоянного тока (ГСБК) мощностью 9, 12, 20, 24 кВт. Характерным для авиационных генераторов является высокая удельная мощность (в 7-8 раз выше чем у общепромышленных). Высокая удельная мощность достигается применением повышенной частоты вращения, высококачественных материалов, эффективной системой охлаждения. Технический ресурс в основном определяется допустимым нагревом частей генератора.

Авиационный генератор постоянного напряжения работает на низком напряжении, токовые нагрузки очень большие. Омические потери, пропорциональны квадрату тока, вызывают сильный нагрев частей генератора. Особенно велики коллекторные потери.

В бесконтактных генераторах постоянного тока преобразователем является полупроводниковый выпрямитель, который может быть выполненным на базе как неуправляемого, так и управляемого вентиля. При этом вентильный генератор на неуправляемых диодах не может работать в режиме двигателя, при использовании управляемых вентилей машина работает как генератор и двигатель.

В последнее время в качестве генератора постоянного тока используют синхронный генератор, на выходе которого включен полупроводниковый выпрямитель. Это даёт возможность выполнить генератор более быстроходным, что уменьшает габаритные размеры и массу. Эксплуатация синхронного генератора проще из-за отсутствия коллектора, а надёжность выше.

Так как самолётные генераторы работают при переменной частоте вращения, внешние характеристики представляют семейство кривых, относящихся ко всему диапазону частоты вращения. На практике характеристики самолётных генераторов дают обычно для трёх значений частоты: минимальной, средней (номинальной) и максимальной.

Характерные неисправности генераторов: сколы и разрушение щеток, искрение щёток, обрывы токоподводящих проводов, поломка гибкого валика, разрушения подшипников (в основном из-за ухудшения смазки), подгары и неравномерная выработка коллектора, ослабление щёточных пружин.

При периодическом ТО генераторов проверяют их внешнее состояние, крепление генератора на двигателе, удаляют грязь, проверяют состояние и отбортовку подходящих к нему электрических проводов, затяжку клеммных гаек; при снятии защитной ленты проверяют состояние щёточно-коллекторного узла (щеток, канатиков, щёточных пружин). Высоту щёток измеряют по наибольшей грани (плоскости) с помощью линейки или штангенциркуля. В технологических указаниях минимальная допустимая величина щёток даётся с таким расчётом, чтобы щётка оставалась исправной до следующего обслуживания.

Например, высота щёток генератора ГС-12ТО на самолёте ТУ-134 должна быть не менее 19 мм, что достаточно для исправной работы генератора в течение

300 ч.

Минимальная допустимая высота щёток для одного и того же типа генератора, устанавливаемого на разных типах ВС, может быть различной. Это объясняется условиями эксплуатации, принятой периодичностью ТО данного ВС, высотой полёта и некоторыми другими факторами.

Из опыта эксплуатации машин постоянного тока, в том числе и генераторов, известно, что удельный износ щёток составляет 0,25... 2 мм за 100 ч.

Например, для генераторов СТГ-18ТМО, СТГ-12ТМО, ГСР-6000, ГС-12ТО он принимается равным 2 мм. Это значение может использоваться для прогнозирования износа и времени замены щёток. В связи с тем, что на генераторе устанавливается несколько щёток (до 18 шт.) и доступ к ним при ТО без съёма генератора с самолёта затруднителен, измеряют высоту доступных для контроля щёток. Если высота части щёток меньше допустимой, то принимают решение о замене всего комплекта щёток генератора.

Замена и притирка щёток проводится следующим образом: новые щётки шлифуются в специальном приспособлении. Затем они устанавливаются в щёткодержатели генератора. Подняв щётки, следует повернуть на коллектор полосу стеклянной шлифовальной бумаги. После этого щётки надо опустить, установить на них пружины и, вращая ротор специальной рукояткой, притереть щётки. Затем шлифовальная бумага снимается, полость коллектора продувается сжатым воздухом. После этого притирка щёток продолжается при работе генератора в двигательном режиме при напряжении питания около 15В. При этом обмотку возбуждения следует включать через дополнительный резистор. Например, для ГС-12ТО сопротивление резистора должно находиться в пределах 2,5 Ом. Притирка щёток может также выполняться на специальных автоматизированных установках. Притирка считается законченной, если рабочая площадь щётки имеет 70÷80% блестящей (зеркальной) поверхности. Далее следует ещё раз продуть генератор сжатым воздухом давлением не более 0,2 атм, закрыть и законтрить крепёжными винтами ленту. Кроме замены щёток, на генераторе могут проводиться и другие работы, например, чистка и продоразивание коллектора.

В процессе ТО инженер осуществляет контроль работоспособности системы электроснабжения при запуске двигателей. При этом он контролирует работоспособность генераторов совместно с регулирующей и защитной аппаратурой. Если напряжение генератора не соответствует норме, то его регулируют с помощью выносного сопротивления. При работе генераторов на бортовую сеть контроль осуществляют по бортовым амперметрам, вольтметру, лампам сигнализации. При включении и выключении потребителей проверяют устойчивость работы систем регулирования выходных характеристик генераторов. После контроля работы отдельных генераторов с их системами регулирования проверяют параллельную работу генераторов. Если при этом разность токов нагрузки превышает допустимое значение, то с помощью выносных сопротивлений регуляторов напряжений увеличивают напряжение у генераторов с меньшей нагрузкой и наоборот. В полёте периодически контролируют нагрузку генераторов и при необходимости производят её коррекцию с помощью выносных сопротивлений.

В частности, на самолёте ТУ-134 стартёр-генератор ГС-12ТО мощностью 12 кВт работает со следующей аппаратурой: реле ДМР-400Т, автоматом защиты АЗП-8М; регулятором напряжения РН-1800М. Вся аппаратура расположена в хвостовой части самолёта.

Дифференциально-минимальное реле ДМР-400 подключает генератор в бортовую сеть при превышении напряжения генератора над напряжением сети на 0,2 - 1В, отключает генератор от бортовой сети при обратном токе 15-35А, исключает подключение генератора к бортовой сети с перепутанной полярностью.

Автомат защиты от перенапряжения АЗП-8М предназначен для выдачи сигнала на отключение ГС-12ТО от бортовой сети при повышении напряжения на генераторе до $33 \pm 0,3$ В за время 0,22 - 0,7 сек и при внезапном повышении напряжения до 60В за время 0,07 - 0,1 сек.

Регулятор напряжения РН-180М предназначен для автоматического поддержания номинального значения напряжения на генераторе 28,5В и для ручного регулирования напряжения на генераторе в пределах $\pm 1,5$ В выносным резистором ВС-25ТВ, расположенным на панели энергетики постоянного тока.

Включать генератор на бортовую сеть следует после выхода ВСУ на режим и прогрева ВСУ в течении 1 мин. Перед включением проверить его напряжение, для чего переключатель вольтметра поставить в положение "ВСУ". Напряжение должно быть $27\text{В} \pm 10\%$. При необходимости подрегулировать напряжение выносным резистором. Переключатель "ВСУ-РАП" на панели энергетики у штурмана установить в положение "ВСУ", срабатывает ДМР-400, генератор включается в сеть, гаснет табло "Внимание! Сеть от аккумуляторов". Ток нагрузки контролировать по амперметру "Аккумулятор-ВСУ-РАП", который не должен превышать 400А.

Включение наземного источника питания постоянным током

Перед подключением аэродромного источника питания к разъёму ШРАП-500К необходимо установить переключатель "ВСУ-РАП" в нейтральное положение. После подключения источника к розетке проверить напряжение, для чего переключатель вольтметра поставить в положение "РАП". Напряжение должно быть $27,5 \div 29,5$ В. Установить переключатель "ВСУ-РАП" в положение "РАП". При этом наземный источник включается в бортовую сеть, отключаются аккумуляторы, если они были включены, выключается сигнализация сети от аккумуляторов. В цепи есть защита от перепутывания полярности. Запрещается расстыковывать ШРАП при работе аэродромного источника питания на бортовую сеть самолета, т. е. включенном положении переключателя "РАП".

4.14. Системы переменного тока

В системы переменного тока самолета Ту-154 входят:

- основная (первичная) система электроснабжения переменным трехфазным током напряжением 200В и частотой 400Гц,
- система (вторичная) электроснабжения трёхфазным током напряжением 36В частотой 400 Гц,
- аварийные источники питания - преобразователи ПОС-125, МА-100М с выходным однофазным током напряжением 115В частотой 400Гц и ПТС-250, ПТ-200Ц с выходным трехфазным током напряжением 36В частотой 400Гц.

Техническая эксплуатация генераторов переменного тока

Наиболее широкое применение в авиации для основной силовой сети переменного тока получили синхронные генераторы переменного тока. Их мощности от 7,5 до 120 кВА с линейным напряжением 208В. Генераторы более чем в 10 раз легче генераторов общего применения, их масса на 20 - 25% меньше чем у генераторов постоянного тока, они имеют более высокий КПД.

Первая группа генераторов - бесконтактные генераторы.

Бесконтактные генераторы трёхфазного переменного тока (ГТ-40ПЧ6, ГТ-60МЧ8У, ГТ-3ОНЖЧЦ и др). Расшифровка обозначения: ГТ - генератор трёхфазный, 40 - мощность кВА, ПЧ - постоянной частоты, 6 - частота вращения 6000 об/мин, М - масляное охлаждение, У - модификация, НЖ - непосредственное жидкостное охлаждение.

Вторая группа генераторов СГО, ГО, СГС - имеют контактные кольца и электрические щётки.

Наличие щёточного контакта в электрических генераторах всегда отрицательно сказывается на надёжности их работы. Созданы генераторы переменного тока с бесконтактным электромагнитным возбуждением. Их создание стало возможным благодаря появлению надёжных в работе и механически прочных кремниевых неуправляемых и управляемых вентилях (диодов и транзисторов).

Мощность, получаемую от электрической машины, в основном определяет количество тепловых потерь, отводимых от неё.

Невысотные самолёты используют генераторы охлаждаемые продувом воздуха. Для охлаждения на земле используются вентиляторы. При этом от генератора можно получить не более 30% мощности в течение 30 мин. Эффективность принудительного охлаждения высока, но могут попадать пыль, влага, масла. На взлёте из-за недостаточной скорости продува не возможно получить полную мощность. В связи с этим номинальная мощность генератора в 3-5 раз выше, чем разрешенная мощность при посадке, рулении, взлёте.

С увеличением высоты интенсивность охлаждения уменьшается. Для высотных и скоростных самолётов используют испарительный метод, охлаждение

маслом и др. Наиболее эффективны комбинированные методы. При охлаждении маслом нагретое масло охлаждают топливом.

Характерные неисправности генераторов - разрушение подшипников, вентилятора, обрывы в электрических обмотках, сколы щёток, подгары контактных колец. В бесконтактных генераторах возможны отказы выпрямительных блоков.

При периодическом обслуживании проверяют состояние контактных колец возбuditеля и в случае загрязнения или незначительного подгара их очищают салфеткой смоченной бензином или зачищают стеклянной бумагой №180 или 220, проверяют состояние и высоту щеток. Новые щетки притираются по той же технологии. При поднятых щетках проверяют качество вращения. Проверяют наличие люфтов. Люфты или постукивания являются свидетельством износа подшипников. По регламенту набивают смазкой узлы. У некоторых генераторов меняют полярность тока на клеммах обмотки возбуждения (при наработке 600ч), что обеспечивает равномерность износа щёток.

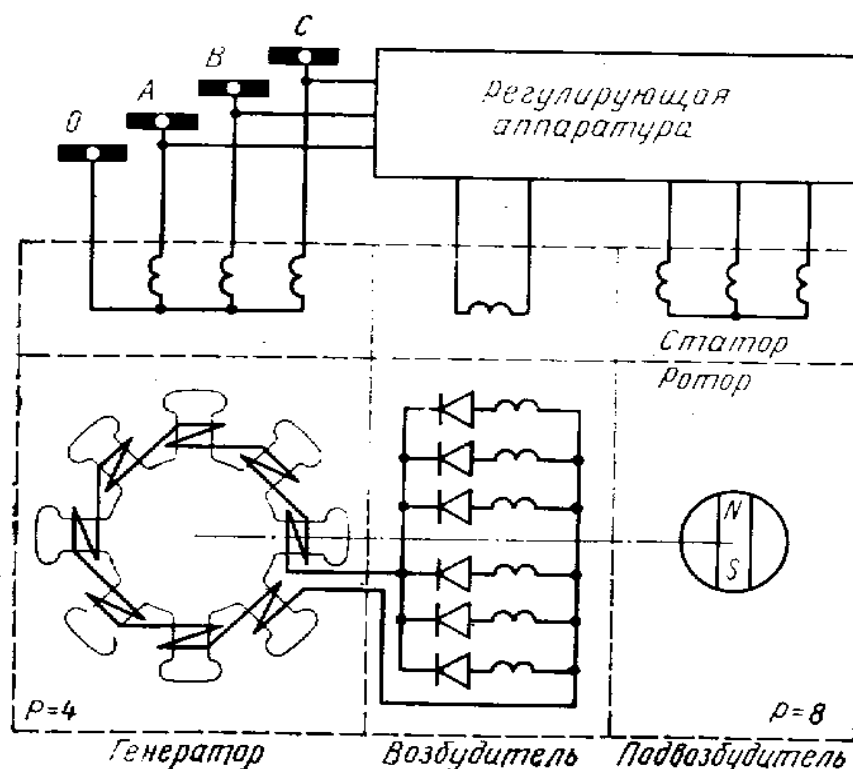


Рис. 4.23. Электрическая схема генератора ГТ-40ПЧ-6

При ремонте генераторов производят их разборку, промывку и очистку деталей и узлов, выполняют дефектацию якорей, роторов, щитов, шарикоподшипников, корпусов. Производят восстановление неисправных узлов и деталей, а также замену их новыми, взятыми из группового ремонтного комплекта. Выполняют сборку генераторов и притирку щеток. Затем генераторы подвергают контрольным испытаниям. После испытания генераторы сдают в цех монтажа самолета или на склад для оправки заказчику.

Основная (первичная) система СПЗС340

Основная система СПЗС340 состоит из трёх каналов с общей мощностью 120 кВА.

В комплект системы входят:

Генератор ГТ-40ПЧ6 = 3 шт.

Блоки регулирования напряжения БРН-208М = 3 шт.

Блоки защиты управления БЗУ-376СБ = 3 шт.

Блоки трансформаторов тока БТТ-40Б = 3 шт.

Блоки отключения генератора БОГ-1 = 3 шт.

Исполнительная и коммутационная аппаратура.

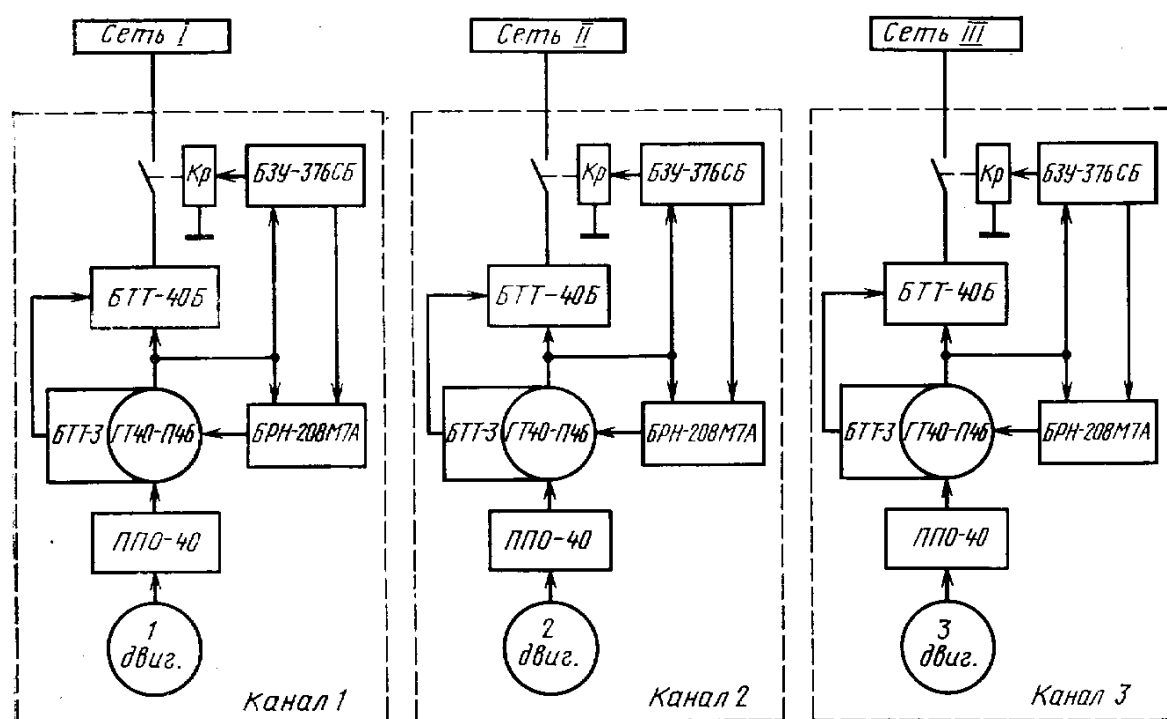


Рис. 4.24. Блок-схема подключения генераторов в сети I, II, III самолета Ту-154Б

По количеству каналов энергосистема самолета Ту-154 разделена на три сети.

Первый канал питает сеть №1 - ПНО, радиосвязное оборудование, систему управления самолётом, топливные насосы, насосную станцию 3 г/системы, освещение пассажирских салонов, выпрямительное устройство ВУ-6А № 1.

Второй канал питает сеть №2 - противообледенительную систему предкрылков.

Третий канал питает сеть №3 - топливные насосы и топливную автоматику, систему кондиционирования, насосную станцию 2 г/системы, бытовое оборудование, выпрямительное устройство ВУ-6А № 2.

В энергосистеме установлены:

- коробка отсечки по частоте КОЧ-62Б предназначенная для защиты ПНО от снижения частоты питающего генератора. В этом случае шины навигационного оборудования автоматически переключаются от сети 1 на сеть 3;

- автомат переключения шин АПШ-3 предназначен для переключения шины

навигационного оборудования с сети № 1 на сеть № 3 при понижении одного или двух линейных напряжений ниже $150 \pm 15 В$ в сети № 1.

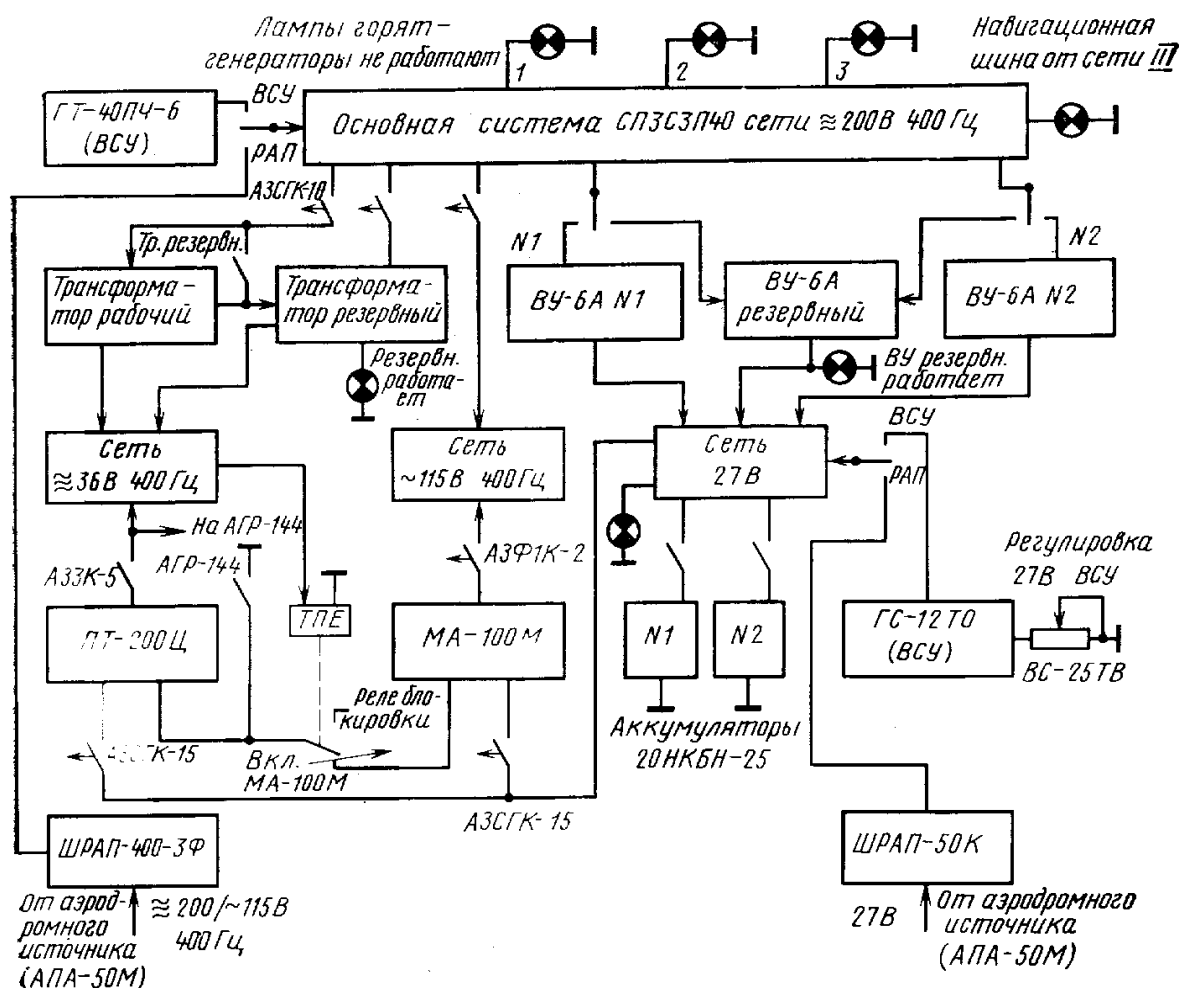


Рис. 4.25. Блок-схема электроснабжения самолета Ту-154Б

Резервным источником основной системы электроснабжения переменным трехфазным током напряжением 200В и частотой 400Гц служит генератор ГТ-40ПЧ-6, установленный на вспомогательной силовой установке ВСУ (двигатель ТА-6А).

Для подключения генератора ВСУ на бортовую сеть необходимо переключатель “ВСУ-РАП” на щитке энергетике бортинженера установить в положение “ВСУ”.

Генератор ВСУ питает потребители при предполетной подготовке самолета на земле и в полете при отказе основных генераторов. Генератор работает в комплекте с регулирующей аппаратурой: БРН-208М7А, БЗУ-376СБ, БТТ-40Б. Генератор ВСУ подключается одновременно на все три сети I, II и III. Противообледенители предкрылков и шина бытового оборудования отключаются. Для проверки противообледенителей предкрылков и бытового оборудования на земле необходимо на щитке сигнализации под откидной крышкой с трафаретом “При проверке на земле включи” включить выключатель 2ВГ-15К включения шины бытового оборудования. Ток нагрузки на генератор ВСУ не должен превышать 110А.

В качестве аэродромного источника питания используются аэродромные передвижные агрегаты АПА-50М мощностью 60кВА, ВПЛ-30МД мощностью 30кВА,

АМГА-17 мощностью 17 кВА.

Для подключения аэродромного источника переменного трехфазного тока на самолете установлен разъем ШРАП-400-3Ф в хвостовой части самолета (шп. №60).

Включение аэродромного источника питания переменным током

Для подключения аэродромного источника питания необходимо:

1. Установить переключатель “ВСУ-РАП” на панели энергетики бортинженера в нейтральное положение.

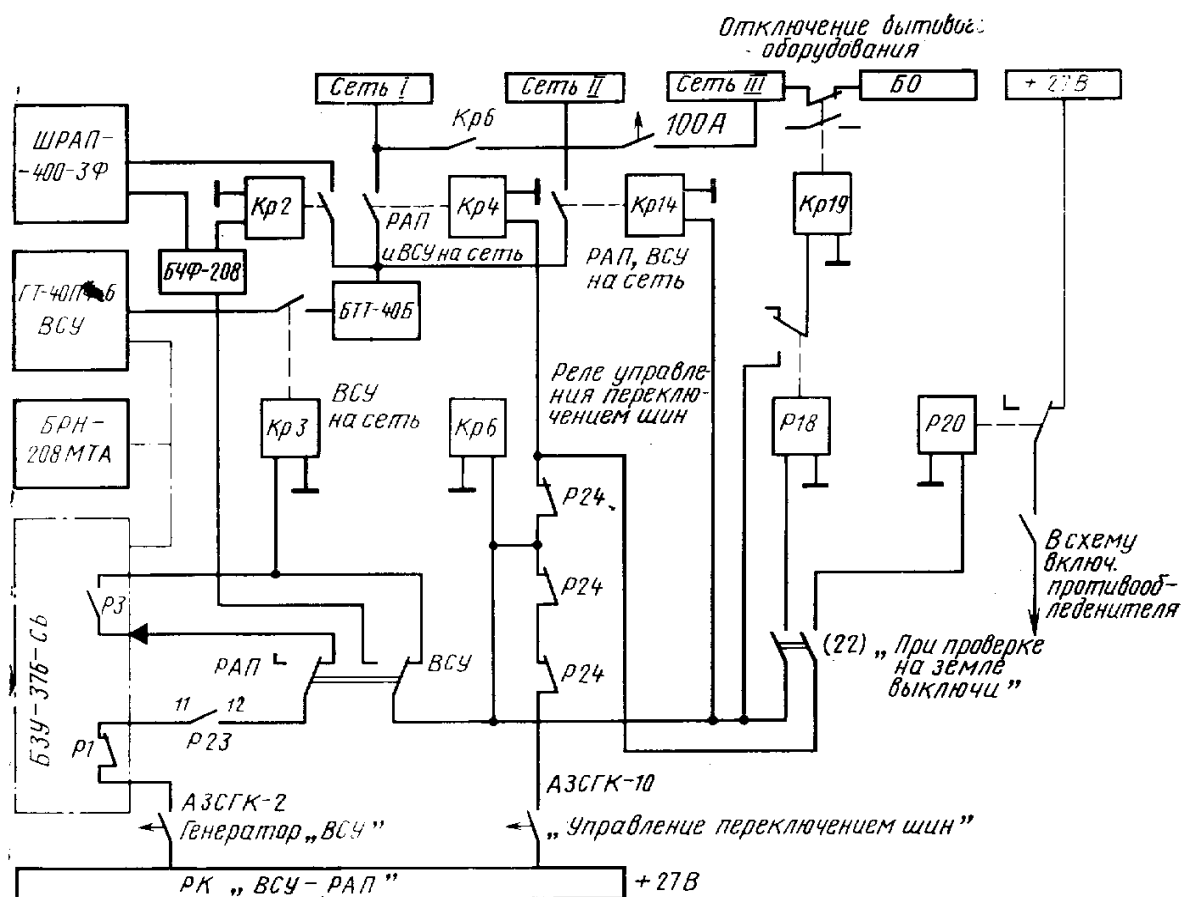


Рис. 4.26. Схема включения генератора ВСУ и РАП на бортсеть самолета Ту-154Б

2. Подсоединить аэродромный источник питания к разъему ШРАП-400-3Ф самолета.

3. Проверить частоту и напряжение аэродромного источника питания по каждой фазе с помощью частотомера и вольтметра на панели энергоузла, для чего установить переключатель вольтметра по сетям в положение “РАП”, а переключатель вольтметра по фазам - последовательно в положение “АВ”, “ВС” и “АС”. Если напряжение находится в пределах 202-210В, а частота - в пределах 392-408Гц, то источник питания можно подключать на бортсеть. Если напряжение и частота источника отличаются от указанных пределов, то во избежание выхода из строя энергосистемы самолета запрещается включать его на борт сеть.

4. Установить переключатель “ВСУ - РАП” в положение “РАП”. При наличии напряжения в сети постоянного тока +27В наземный источник ~200В подключится на все три сети самолета. Следовательно, должны быть включены хотя бы одна

аккумуляторная батарея 20НКБН-25 и одно ВУ-6А. Периодически следует контролировать напряжение и частоту аэродромного источника питания и, в случае приближения параметров источника питания к пределам, подрегулировать их параметры на пульте управления аэродромным источником питания. Ток нагрузки контролируется по амперметру на панели энергоузла пульта бортинженера самолета установкой переключателя амперметра «ТОК» в положение «ВСУ-РАП» и по каждой фазе установкой переключателя амперметра «ФАЗЫ» в положение «А», «В» и «С». Ток по каждой фазе не должен превышать 200А.

Наземный источник электропитания контролируется с помощью самолетного оборудования: блоком чередования фаз БЧФ-208 и блоком защиты и управления БЗУ-376СБ, а на самолетах последних серий БРЗУ-115ВО.

БЧФ-208 служит для защиты от включения наземного источника с неправильным чередованием фаз. (Случай неправильного чередованием фаз - левого вращения генератора ВПЛ-30МД).

БЗУ-376 отключает РАП при повышении и понижении напряжения в сети и выходе частоты тока за установленные пределы, а также при недопустимом увеличении потребляемого тока свыше 170А с 0,5, 4-х и 10-ти секундной выдержкой по времени соответственно.

Контроль работоспособности системы переменного тока 200В

Проверка работоспособности КОЧ-62Б осуществляется от кнопки "Контроль КОЧ", установленной на щитке левой панели АЗС. Для проверки нажать кнопку и, удерживая её, произвести останов двигателя № 1. После того, как частота на шине навигационного оборудования станет меньше 360Гц, шина навигационного оборудования переключится на питание от генератора № 3 и на панели энергоузла загорится табло "Навигационная шина от сети 3". Проверка выполняется только на земле.

Проверка работоспособности АПШ-3 производится только на земле от трёх кнопок "Контроль обрыва фаз", расположенных над левой панелью АЗС. При нажатии кнопок имитируется обрыв фазы, что также сигнализируется загоранием сигнальной лампы.

Вторичная система электроснабжения переменным током 36В 400Гц от трансформаторов

Источником электроэнергии для системы электроснабжения переменного тока напряжением 36 вольт самолета Ту-154Б является основная система электроснабжения переменным током 200 вольт 400Гц, энергия которой преобразуется двумя трансформаторами ТСЗЗСОС04Б в электроэнергию переменного трехфазного тока напряжением 36 Вольт 400Гц.

Трансформаторы включаются автоматически после того, как станет под ток основная система электроснабжения. Напряжение и частота в системе не регулируется и зависят от напряжения и частоты основной системы электроснабжения.

Соединение обмоток трансформаторов выполнено по схеме треугольник-звезда.

На самолете Ту-154Б по заводской номер 214, один трансформатор является рабочим, другой - резервный. Трансформаторы питают одну сеть.

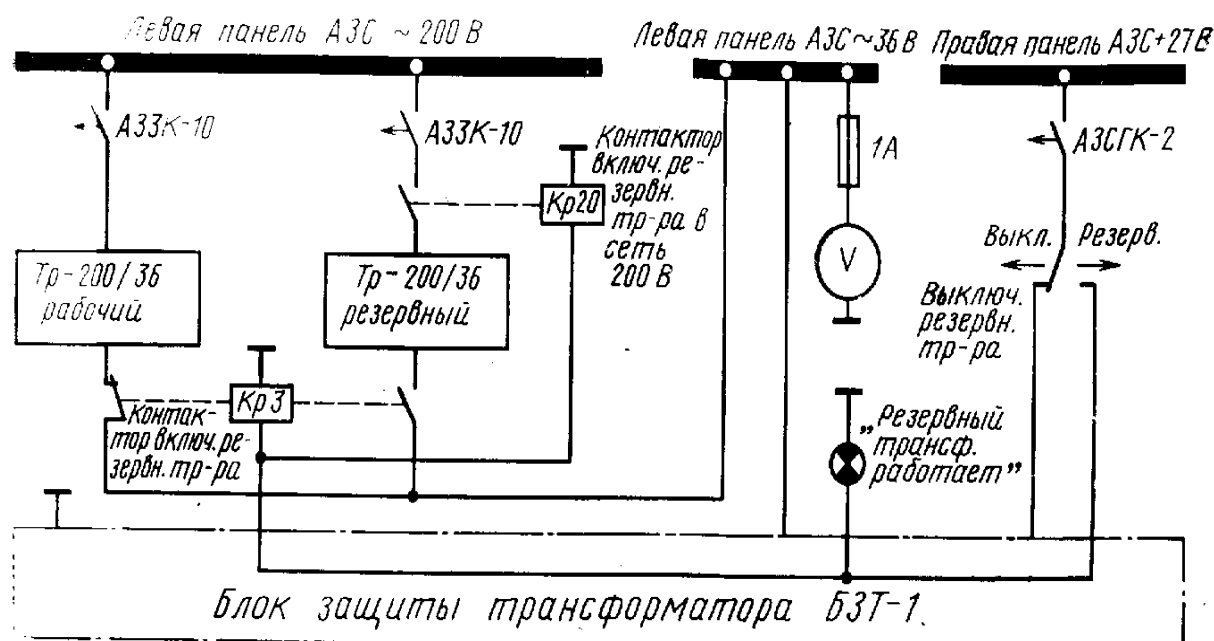


Рис. 4.27. Блок-схема включения трансформаторов Тр 200/36

Переключение сети с рабочего трансформатора на резервный осуществляется автоматически по сигналу блока защиты БЗТ-1 в случае неисправностей в первичной или во вторичной цепях рабочего трансформатора. При этом загорается сигнальная лампа с желтым светофильтром "Трансформатор резервный".

Блок БЗТ-1 производит переключение при следующих неисправностях:

межфазовых коротких замыканиях; трехфазных коротких замыканиях; обрывах в одной, двух или трех фазах; коротких замыканиях или обрывах в цепях первичной и вторичной обмоток рабочего трансформатора.

На случай отказа блока защита в схеме управления имеется переключатель для принудительного переключения сети на резервный трансформатор.

Первичные обмотки трансформаторов получают питание от шин навигационных потребителей напряжением 200 Вольт частотой 400 Герц с левой панели автоматов защиты через АЗЗК-10.

Контроль за напряжением в сети осуществляется бортовым вольтметром ВФ-0,4-45, который подключается к фазам "А-В", "В-С" и "А-С" переключателем ЗПЗН-1С.

Работа резервного трансформатора дополнительно контролируется горением его сигнальной лампы.

Приборы контроля и органы управления системой размещены на панели энергоузла пульта бортового инженера под общим трафаретом "Сети ~ 36 Вольт".

На панели установлены:

- вольтметр ВФ-0,4-45;

- переключатель ППГ-Г5К включения резервного трансформатора;
- селективный переключатель ЗПЗН-ИС вольтметра;
- сигнальная лампа СЛМ-61 работы резервного трансформатора.

С самолета Ту-154Б заводской номер 215 оба трансформатора рабочие и питает каждый свою сеть (левую и правую).

Вторичные обмотки трансформатора № 1 подключены на шины левой сети, вторичные обмотки трансформатора № 2 подключены на шины правой сети.

Для увеличения надежности схемой предусмотрено переключение сетей, которое обеспечивает подключение правой сети к трансформатору № 1 или левой сети к трансформатору № 2.

Переключение осуществляется автоматически по сигналам блоков БЗТ-1 при авариях в первичной или во вторичной цепях трансформаторов. Первичные обмотки трансформаторов получают питание с шин навигационных потребителей напряжением 200В, частотой 400 Гц в левой и правой РК 115/200В; блоки БЗТ-1 - с этих же шин.

Цепи управления блоков БЗТ-1 № 1 и № 2 подключены к шине постоянного тока левой и правой панелей автоматов защиты.

Для питания наиболее важной аппаратуры: резервного авиагоризонта, 1 подканала МЭТ-4У, манометров гидросистемы, МГВ-1, РЛС "Гроза" - на самолете установлен независимый от основной системы электроснабжения источник питания - преобразователь ПТ-500Ц, который подключается к аккумуляторной батарее и образует самостоятельную сеть.

В аварийной ситуации, при отказе основной энергосистемы, к шинам ПТ-500Ц дополнительно подключается курсовая система ТКС-П2 № 1, радиокompас АРК-15М № 1 и ИКУ-1А №1. При этом станция "Гроза" обесточивается. Отключает питание лампы сигнализации "ПТ-500Ц не работает". Лампа гаснет.

В случае аварийного повышения или исчезновения хотя бы в одной фазе переменного напряжения на шинах сети ПТ-500Ц срабатывает схема переключения аппарата АПП-1А. Одновременно включается лампа сигнализации "ПТ-500Ц не работает". Шины сети ПТ-500Ц подключатся к левой сети питания от трансформаторов.

В случае отказа аппарата АПП-1А и при наземных отработках, чтобы не вырабатывать ресурс преобразователя ПТ-500Ц, схемой предусмотрено принудительное переключение шин сети ПТ-500Ц выключателем к левой сети от трансформаторов.

Контроль работы аппарата АПП-1А на земле осуществляется с помощью трех кнопок КНР, установленных под крышкой на щитке, над левой панелью автоматов защиты.

Контроль и управление системой электроснабжения трехфазным переменным током 36В осуществляется с панели энергоузла на пульте бортиженера.

Напряжение в сетях контролируется бортовым вольтметром, который подключается к фазам "А-В", "В-С", "С-А" переключателем.

Аварийное энергоснабжения переменным током 36В и 115В

Аварийным источником системы энергоснабжения переменным током 36В самолета Ту-154Б является преобразователь ПТ-200Ц, который питается от аккумуляторной батареи.

В нормальном режиме ПТ-200Ц используется для автономного питания резервного авиагоризонта. Запускается ПТ-200Ц автоматически при включении авиагоризонта.

При исчезновении напряжения в основной сети преобразователь ПТ-200Ц подключается на шины аварийного питания 36 Вольт.

Таким образом, обеспечивается питанием в аварийном случае авиагоризонт, I подканал МЭТ-4У, манометры гидросистемы, АРК-І5М №1 и ИКУ-1А №1.

Одновременно запускается преобразователь МА-І00М, обеспечивающий аварийное питание УКВ радиостанций и аппаратуры 2ІА-7А однофазным переменным током 115В.

4.15. Вторичная система электроснабжения переменным током самолета Ту-154М

Вторичная система электроснабжения переменным током предназначена для питания переменным током 36В 400Гц потребителей, использующих трехфазный переменный ток линейным напряжением 36В и однофазный переменный ток напряжением 115В.

Во вторичную систему электроснабжения входят:

- система электроснабжения трехфазным переменным током 36В от трансформаторов;
- система электроснабжения трехфазным переменным током 36В от преобразователей;
- система электроснабжения однофазным переменным током 115В от преобразователя.

В состав системы входят:

- 1) два трансформатора ТС330СО4Б;
- 2) два блока защиты трансформаторов БЗТ-1 2 серии;
- 3) два преобразователя ПТС-250 2 серии;
- 4) аппарат подключения преобразователя АПП-1М;
- 5) автомат переключения шин АПШ-3М;
- 6) преобразователь ПОС-125ТЧ 2 серии, или ПО-750А, или ПОС-1000Б;
- 7) аппаратура управления и защиты.

Система электроснабжения трехфазным переменным током 36В от трансформаторов

Трансформаторы № 1 и 2 первичными обмотками подключены в левой и правой РК ~ ІІ5/200В к шинам НПК основной системы электроснабжения переменным током: № 1 - к левым, № 2 -к правым шинам.

Трансформаторы питают каждый свою сеть: № 1 - левую, № 2 - правую. Они включаются в сеть одновременно с включением основной системы электроснабжения.

При авариях в первичной или вторичной цепях трансформаторов происходит автоматическое переключение шин неисправной сети на сеть исправного трансформатора,

Переключение сетей осуществляется блоками БЗТ.

Блок БЗТ производит переключение при следующих неисправностях:

- 1) межфазовых коротких замыканиях;
- 2) трехфазных коротких замыканиях;
- 3) обрывах в одной, двух или трех фазах;
- 4) коротких замыканиях или обрывах в цепях первичной и вторичной обмоток трансформаторов.

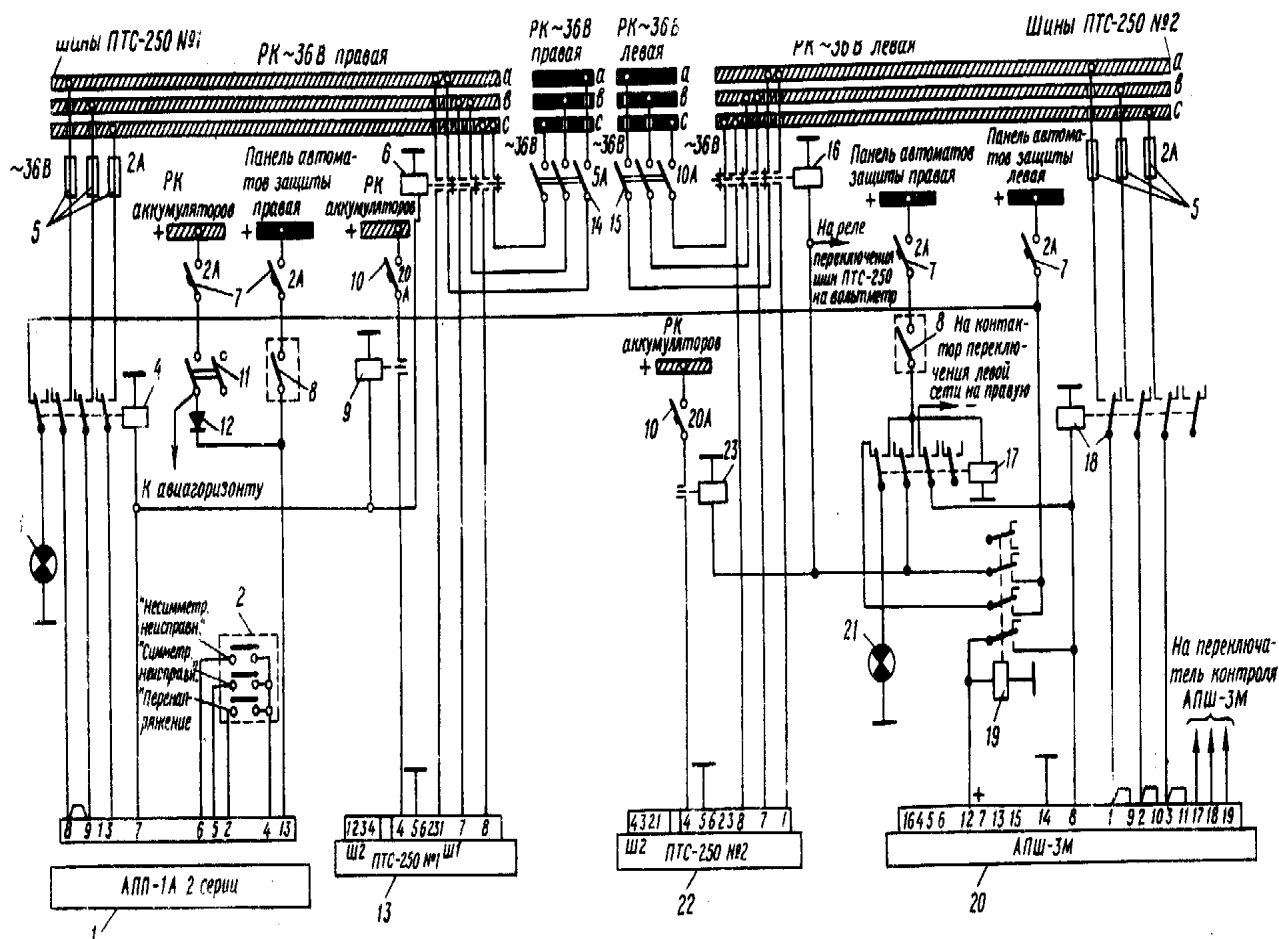
В случае отказа блока БЗТ предусмотрено принудительное подключение работающего трансформатора на сеть отказавшего с помощью переключателей.

Переключение сетей трансформаторов сигнализируется загоранием светосигнализаторов. Переключатели и светосигнализаторы установлены на панели энергоузла.

Система энергоснабжения трехфазным переменным током 36В от преобразователей ПТС-250

Преобразователи ПТС-250 № 1 и 2 служат для преобразования постоянного напряжения 27В в переменное трехфазное напряжение 36В частотой 400Гц. Преобразователь представляет собой транзисторный трехфазный инвертор с устройством стабилизации напряжения и частоты.

Преобразователи питают каждый свои шины (сети), к которым подключены наиболее важные потребители навигационно-пилотажного комплекса. Шины ПТС-250 № 1 и 2 при отключенных преобразователях получают питание из правой и левой (соответственно) сетей 36В, т.е. от трансформаторов № 2 и 1. Преобразователь ПТС-250 № 1 включается одновременно с включением авиагоризонта общим выключателем. При недопустимом отклонении напряжения на шинах ПТС-250 № 1 последние переключаются на питание от правой сети, т.е. от трансформатора № 2 с помощью аппарата АПП: при обрыве одной, двух или трех фаз и любых межфазных и трехфазных коротких замыканий в преобразователе или в линии переменного тока от преобразователя до клемм линейного контактора, подключающего преобразователь к распределительным шинам; в случае превышения выходного напряжения трехфазного преобразователя более 40,1 - 43,7В.



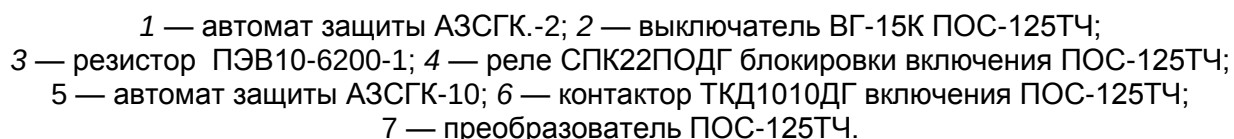
1—АПШ-1А 2-й серии подключения шин ПТС-250 № 1 к сети; 2—кнопка КНР контроля АПШ-1А 2-й серии; 3—сигнализатор СЛМ-61 “ПТС-250 № 1 не работает”; 4—реле ТКЕ24П1Г включения АПШ-1А 2-й серии; 5—предохранитель ПМ-2; 6—контактор ТКД133ДОД переключения питания шин ПТС-250 № 1; 7—автомат защиты АЗСГК-2; 8—выключатель ВГ-15К; 9—контактор ТКД2010ДГ включения ПТС-250 № 1; 10—автомат защиты АЗСГК-20; 11—выключатель 2ВГ-15 включения авиагоризонта; 12—диод Д232А; 13—преобразователь ПТС-150 №2; 14—автомат защиты АЗ3К-5; 15—автомат защиты АЗ3К-10; 16—контактор ТКД133ДОД переключения питания шин ПТС-250 №2; 17—реле ТКЕ24П11- управления включения ПТС-250 №2; 18—реле ТКЕ24П1Г блокировки включения АПШ-3М; 19—реле ТКЕ24П1Г блокировки отключения ПТС-250 № 2; 20—автомат АПШ-3М подключения ПТС-250 № 2 к шинам; 21—светосигнализатор СЛМ-61 “ПТС-250 № 2 на сеть”; 22—преобразователь ПТС-250 № 1; 23—контактор ТКД2010ДГ включения ПТС-250 № 2

Рис. 4.28. Принципиальная электросхема системы питания трехфазным переменным током напряжением 36В от преобразователей ПТС-250

Преобразователь ПТС-250 № 2 включается автоматически при отказе левой сети и последующем недопустимом отклонении напряжения в левой сети, когда последняя уже переключена на питание от трансформатора № 2. Включение преобразователя ПТС-250 № 2 осуществляется автоматом АПШ-3М. Этим достигается резервирование питания потребителей, подключенных к шинам ПТС-250 № 2.

При необходимости преобразователи могут включаться принудительно от выключателей, установленных под колпачками на панели энергетике.

Для аварийного электроснабжения 115В 400Гц используются преобразователи ПОС-125, ПОС-1000 или ПО-750А в зависимости от серии самолета. Преобразователи предназначены для преобразования напряжения постоянного тока 27В в напряжение однофазного переменного тока 115В частотой 400Гц.



Преобразователь ПОС-125 обеспечивает питанием аппаратуру 2ИА-7А, преобразователи ПО-750А или ПОС-1000 - аппаратуру 2ИА-7А и изделие 6202.

В полете преобразователь включается автоматически при исчезновении; напряжения на правых шинах НПК первичной системы электроснабжения, откуда аппаратура получает питание при нормальной работе системы электроснабжения,

На аэродроме автоматическое включение преобразователя блокируется концевым выключателем шасси по обжатию шасси.

Преобразователь может быть включен принудительно выключателем, установленным под колпачком на панели энергетики.

4.16. Техническая эксплуатация электромашинных преобразователей

Однофазные преобразователи (ПО) преобразуют постоянное напряжение 27В в напряжение 115В 400Гц.

Трёхфазные преобразователи (ПТ) и МА -100М (мотор-альтернатор) преобразуют постоянное напряжение 27В в напряжение 36В 400Гц.

Комбинированные преобразователи (ПТО) - в трехфазное 36В и однофазное 115В.

Вследствие двойного преобразования у электромашинных преобразователей низкий КПД - всего 45% и ресурс - 2000 час. Отклонения параметров тока от номинальных $\pm 3\%$.

На ВС типа Ту-134, Ан-12, Ан-26 используются одновременно однофазные и трёхфазные преобразователи ПО-4500 и ПТ-1500Ц.

При оперативном обслуживании перед полётом преобразователи проверяют путём их включения и контроля параметров по вольтметрам, частотомерам, амперметрам, световой сигнализации. В случае несоответствия параметров их снимают в лабораторию, на борту регулировать не разрешается. Использовать преобразователи для длительных проверочных работ на борту не рекомендуется с целью сохранения ресурса. В случае использования на борту двух одинаковых преобразователей (основного и резервного) проверяется работоспособность переключающих устройств (КРЦ, АПП и др). В этом случае после проверки основного преобразователя имитируют его отказ (выключают АЗС). Преобразователи, работающие с определёнными потребителями, например с резервными авиагоризонтами или с обогревом стекол, проверяют одновременно с включением этих потребителей.

При периодическом обслуживании преобразователи проверяют на соответствие нормам технических параметров, в том числе измеряется высота щеток, сопротивление изоляции, легкость вращения якоря, искрение, биение якоря, пределы регулирования, стабильность параметров тока при изменении нагрузки. У преобразователей ПТ параметры проверяются по каждой фазе. При проверках используют установку УПП-2 или ей соответствующую, мегомметр, динамометр, индикатор, тестер и т.д.

При наличии двух одинаковых преобразователей их периодически меняют

местами (основной с резервным).

Характерными неисправностями преобразователей являются обрывы в цепях обмоток, износ или спекание угольных столбиков регуляторов напряжения, пробой конденсаторов и дефекты свойственные коллекторным машинам. Отказы систем регулирования частоты вращения приводят к значительному изменению частоты тока. Причиной уменьшения выходного напряжения преобразователя с возбудителем на постоянных магнитах может быть размагничивание магнитов, В условиях эксплуатации наиболее слабым местом является коллекторно - щеточный узел.

4.17. Техническая эксплуатация статических преобразователей

На ВС большее применение находят статические преобразователи постоянного тока в однофазный или трёхфазный переменный ток (инверторы). Отсутствие трущихся и подвижных частей существенно повышает ресурсы и упрощает техническое обслуживание. Кроме того малое время выхода на режим, в несколько раз меньше пусковые токи, лучшее качество переходных процессов, нет акустических шумов.

Однофазные преобразователи типа ПОС (ПОС-25, ПОС-125 и др) с выходным напряжением 115В 400Гц и трёхфазные типа ПТС (ПТС-250, ПТС-80АМ и др) с выходным напряжением 36В . Они используются как резервные, а также для питания тех потребителей к которым они подключены, например резервный авиагоризонт. К статическим преобразователям относятся также трансформаторно-выпрямительные блоки.

Статические преобразователи проверяют перед полётом и периодически в полёте по приборам, сигнализаторам и исправной работе потребителей.

При периодическом обслуживании их проверяют на соответствие нормам ТУ, используя пульт проверки и имитатор нагрузки ИНП-1, которые входят в комплект установки проверки преобразователей УПП-1. При демонтаже-монтаже необходимо обращать внимание на затяжку силовых проводов. Ослабление затяжки силовых проводов приводит к нарушениям электрического снабжения оборудования самолетов.

Неисправности: отказы полупроводниковых приборов, короткие замыкания в схемах, обрывы проводов, отказы обдува, ослабление монтажа силовых шин.

4.18. Эксплуатация выпрямительных устройств

Выпрямительные устройства предназначены для преобразования трехфазного переменного тока в постоянный и для питания силовых установок в самолетных сетях.

В сети постоянного тока выпрямительное устройство используется:

- при одиночной работе и работе параллельно с аккумуляторной батареей;

- при параллельной работе нескольких устройств, как между собой, так и с аккумуляторными батареями.

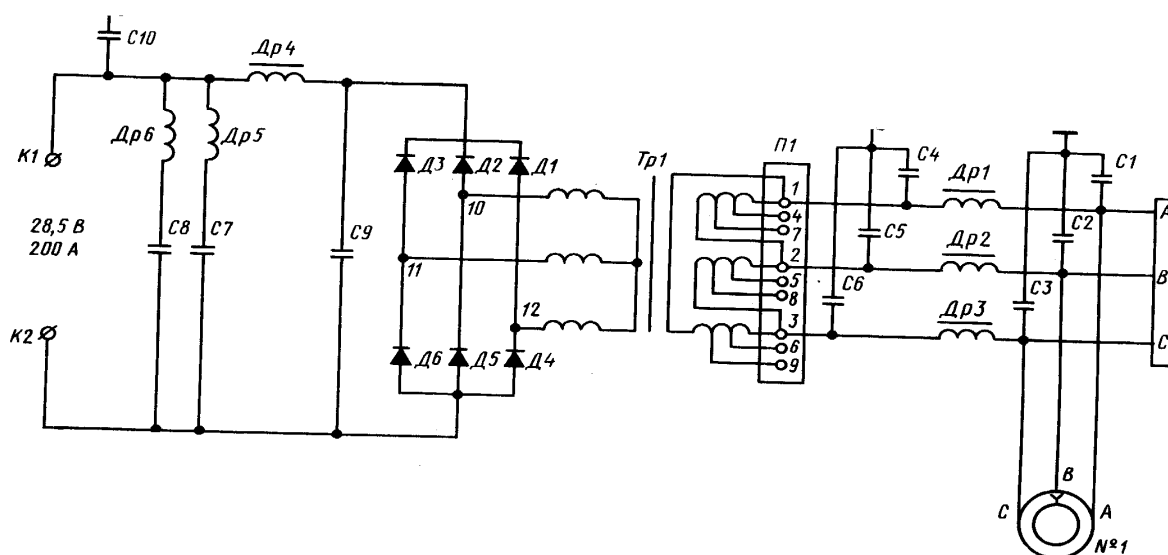


Рис. 4.30. Принципиальная схема выпрямительного устройства ВУ-6А

Устройство применяется в различных климатических условиях, включая тропические. Охлаждение устройства воздушное, принудительное, осуществляемое с помощью встроенного вентилятора. На самолете Ту-154 используются ВУ-6А и ВУ-6Б

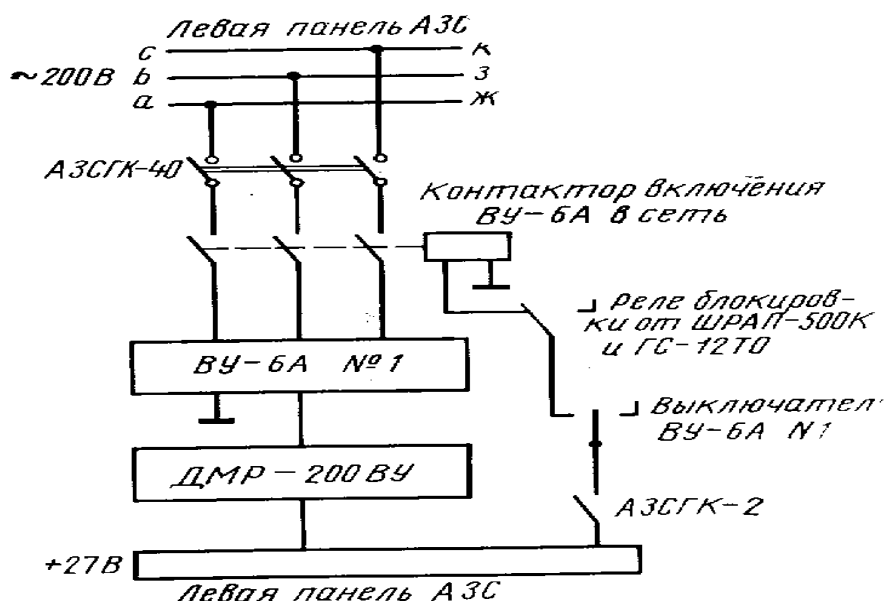


Рис. 4.31. Блок-схема включения ВУ-6А в сеть

При подсоединении выпрямительного устройства к источнику трехфазного переменного тока напряжением 200В частотой 400Гц трансформатор устройства понижает напряжение до заданной величины 28,5В.

Трехфазное напряжение выпрямляется выходными силовыми вентилями, собранными по трехфазной мостовой схеме. Полученное на входе выпрямительного моста пульсирующее напряжение постоянного тока сглаживается резонансным Г-образным фильтром.

Техническая эксплуатация ВУ производится по состоянию. При периодическом ТО на самолете производят внешний осмотр выпрямительных устройств и электропроводки, подходящей к ним; осматривают РК ВУ; выполняют проверку надежности клеммных соединений и штепсельных разъемов; производят проверку функционирования. Работу по обслуживанию устройств, кроме проверки функционирования, производят только при отсутствии напряжения на входных и выходных клеммах. Категорически запрещается во время эксплуатации проверять сопротивление изоляции и электрическую прочность цепей устройства относительно корпуса (перемычки заземления) и между собой.

Проверка работоспособности ВУ производится при каждом включении самолета под ток. Контроль величины напряжения производится по бортовому вольтметру, величина потребляемого тока контролируется бортовым амперметром. Напряжение выдаваемое выпрямительным устройством должно быть $28,5\text{В} \pm 5\%$ при допустимой величине нагрузки на выпрямитель (200А).

В полете напряжение ВУ контролируется системой МСРП-64 и отклонение величины напряжения от нормы технических параметров определяется при обработке полетной информации по программе контроля работоспособности.

Перед монтажом на самолет производят проверку функционирования ВУ следующим образом:

- подают на вход устройства трехфазное напряжение 200/115В частотой 400 Гц $\pm 5\%$;
- проверяют направление потока охлаждающего воздуха через устройство (должно соответствовать стрелке обозначенной на корпусе);
- устанавливают ток нагрузки не менее 20А и проверяют выходное напряжение. Напряжение должно находиться в пределах $29,7 \div 25,4\text{В}$ при входном напряжении $206 \div 196\text{В}$.

4.19. Техническая эксплуатация бортовых электрических сетей

К бортовой электрической сети относятся элементы, соединяющие источники и потребители электрической энергии - защитная и коммутационная аппаратура, монтажные изделия, электрические провода, вспомогательные устройства.

Учитывая сложность конструкции ВС, бортовую электросеть прикладывают и прикрепляют на заводе-изготовителе и практически за весь назначенный ресурс не демонтируют, за исключением отдельных участков, где электропроводка в процессе эксплуатации подвергается механическим воздействиям или воздействию агрессивных сред. Такие участки определяются по результатам исследования технического состояния ремонтируемых ЛА и, как правило, бортовая электросеть и другие детали на этих участках подлежат замене. При ремонте самолета электропроводка бортовой электрической сети не меняется и практически служит весь срок эксплуатации самолета. И только в

отдельных случаях по заказу авиакомпании выполняется замена отдельных частей изношенной электрической сети, как правило, расположенной по переднему лонжерону крыла. Поэтому при эксплуатации важно не допускать повреждение электропроводки и ее изоляции.

При периодическом техническом обслуживании самолета производится вскрытие панелей, РК, электрощитков и проводится осмотр автоматов защиты сети, предохранителей, контакторов и реле, жгутов и электропроводки, отбортовочных хомутов установленных в панелях АЗС, панелях генераторов, электрощитках и распределительных устройствах.

При ремонте самолета производится дефектация электрической сети и определяется: правильность прокладки жгутов бортовой электросети, прочность их крепления, наличие требуемых зазоров, радиусов, провисаний; техническое состояние бортовой электросети для обнаружения потемнений, подгаров, механических и других повреждений изоляции проводов и фидеров; отсутствие коррозии и техническое состояние экранирующих оплеток проводов и фидеров; техническое состояние штепсельных разъемов (ШР) - нет ли в них коррозии, срывов резьбы и других механических повреждений корпуса ШР, накладных гаек и текстолитовых колодок; правильность и качество пайки; состояние электропроводов в местах пайки и заделки их в ШР; если внутренняя полость ШР залита пеногерметиком визуально проверяется качество вулканизации и техническое состояние герметика; состояние узлов и деталей конструкции ВС для крепления комплектующих изделий, минусовых проводов, металлизации - нет ли коррозии, механических повреждений, а также правильность и надежность их крепления. Проверяется сопротивление изоляции электропроводов, а также соответствие их подключения фидерным схемам.

К вспомогательным устройствам бортовой сети относятся перемычки металлизации, разрядники статического электричества, антистатика, молниезащиты.

Аппаратура защиты сети

Предназначена для предотвращения пожара и других нежелательных последствий на борту вследствие коротких замыканий, перегрузок. На ВС применяются плавкие предохранители и автоматы защиты сети.

Предохранители представляют собой короткий проводник (плавкую вставку), заключенный в арматуру, который плавится и разрывает цепь при токе, превышающем критическое значение. Предохранители являются аппаратами защиты одноразового действия. Благодаря простоте конструкции и малым габаритам предохранители широко применяются на ВС. К их основным недостаткам следует отнести: одноразовость действия, что исключает возможность проверки соответствия их ампер-секундной характеристики заданным требованиям, зависимость времени срабатывания от температуры окружающей среды и большой разброс параметров предохранителей одной серии, обусловленный как процессом

производства плавкой вставки, так и процессом старения ее материала в процессе эксплуатации.

Типы плавких предохранителей:

СП - стеклянно-плавкие предохранители. Токи от 1 до 40А.

ПМ - предохранители малогабаритные, малоинерционные.

ПИ - предохранители малогабаритные, инерционно-плавкие.

ТП - тугоплавкие предохранители.

Менять предохранители необходимо при обесточенной сети, номинал выдерживать строго по схеме, у предохранителей типа СП не должно быть повреждений стеклянной трубочки. Предохранители типа ИП и ТП устанавливаются, соблюдая полярность, и контаются красной краской.

Тепловые автоматы защиты сети выполняют функции защиты систем электроснабжения от перегрузок и КЗ (автоматическое отключение при ненормальных режимах) и функции управления (ручное включение и выключение цепей при нормальных режимах). Они являются аппаратами многоразового действия.

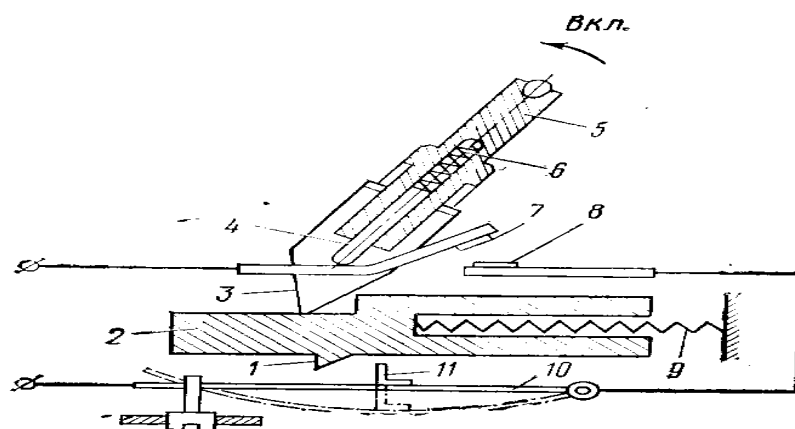


Рис. 4.32. Автомат защиты сети типа АЗС

Принцип действия их основан на использовании деформации (при нагреве) биметаллического элемента, состоящего из двух жестко соединенных между собой металлических пластин с различными температурными коэффициентами линейного расширения. На ВС применяются три основных типа автоматов защиты:

АЗС - автомат защиты сети (до 50 А).

АЗР - автомат защиты с расцеплением (до 250А).

АЗФ - автомат защиты однофазного переменного тока (до 50 А).

АЗЗ - автомат защиты переменного тока (до 150 А).

Герметическое исполнение имеет букву "Г", для установки в кабине с красным освещением букву "К", например - АЗРГК-5.

В кинематической схеме автомата защита сети (АЗС) без свободного расцепления (рис. 9.36) автомат включается поворотом рычажной рукоятки 5. Пружина 6, помещенная внутри рукоятки, сжимается, а каретка 2 нижним концом 3 рукоятки перемещается вправо, преодолевая силу пружины 9. При переходе

поршня 4 на правую половину двух плечевого рычага с подвижным контактом 7 под действием пружины 6 контакты 7 и 8 замыкаются. Контакты удерживаются в замкнутом состоянии благодаря тому, что защелку 1 каретки держит зуб 11, приваренный к биметаллической пластине 10.

Если ток, протекающий по биметаллической пластине, превышает допустимое значение, то нагретая пластина прогибается вниз, освобождая защелку. Под действием пружины 9 каретка переместится влево и переместит рукоятку в положение, соответствующее отключенному состоянию. Контакты 1 и 8 разомкнут цепь. Кинематическая схема автоматов без свободного расцепления позволяет повторно включить его даже при нагретом состоянии пластины.

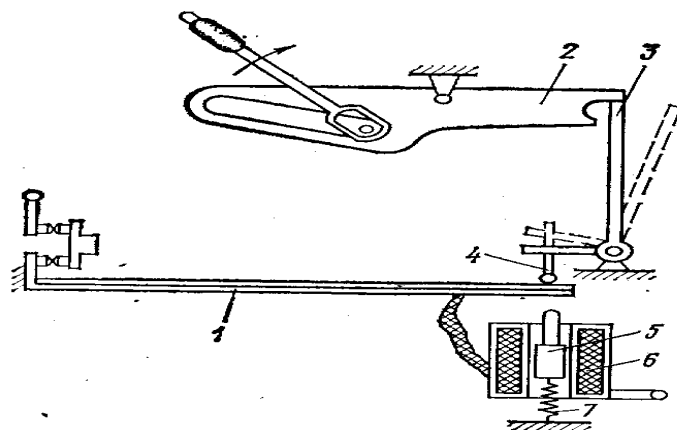


Рис. 4.33. Электрокинематическая схема автомата АЗРГ

В автоматах защиты АЗРГ со свободным расцеплением при длительном протекании тока перегрузки биметаллическая пластина 1, как и в обычном автомате, деформируется и воздействует на упор 4, связанный с защелкой 3. Защелка освобождает опорный рычаг 2 запирающего механизма аппарата. При возникновении тока перегрузки или короткого замыкания МДС электромагнита 6 создает силу, превышающую силу пружины 7, и якорь 5 электромагнита, воздействуя на биметаллическую пластину, освобождает опорный рычаг запирающего механизма теплового автомата. Контакты разрывают цепь, а рукоятка включения автомата переходит в положение «Выключено».

В цепях однофазного переменного тока применяют автоматы защиты АЗФ1, а трехфазного — АЗЗ. Автоматы АЗФ1 и АЗЗ выполняют без свободного расцепления. Кинематические схемы их подобны кинематическим схемам АЗС.

Характерные неисправности: подгар, окисление контактов, разрушение пружин, автоматы ремонту не подлежат, параметры автоматов не проверяются. Все автоматы выключаются только при периодическом обслуживании самолета. На самолете Як-40 автоматы защиты сети одновременно выполняют функцию выключателей и на стоянке выключаются переключной в выключенное положение

Коммутационная аппаратура

К коммутационной аппаратуре относятся: выключатели, переключатели, кнопки, кнопочные переключатели, концевые выключатели, контакторы и реле.

Обозначение реле и контакторов. Таблица 4.4.

Номер разряда кода	Обозначение кода	Смысловое значение обозначения
1	Т	Напряжение питания обмотки 30 В.
	П	Напряжение питания обмотки 15В.
	С	Напряжение питания обмотки 100В.
2	К	Коммутационный
	Т	Токовое реле
	Н	Реле напряжения
	В	Реле времени
	Д	Детекторное реле
	П	Питание обмотки переменным током
3	Е	Единицы тока контактов (А)
	Д	Десятки тока контактов
	С	Сотни тока контактов
4	1.....9	Число единиц (десятков, сотен) ампер
5	0 9	Число размыкающих контактов
6	0 9	Число замыкающих контактов
5 и 6	(0..... 9) П	Число переключающих пар контактов
7	Д	Длительный режим работы
	К	Кратковременный режим работы
	1	Длительная температура до +100°С
8	О	Температура среды до +60°С
9	Д	Температура среды превышает на +25° температуру +60°С

В цепях постоянного тока используются выключатели ВГ-15К и 2ВГ-15К и кнопки КГ-5, в цепях переменного тока – выключатели В-200К. Подключение проводов к клеммам выключателей и переключателей выполняется только стандартными наконечниками. К одной клемме может подходить не более двух проводов общим сечением не более 6 мм².

Кнопки применяются для кратковременной коммутации цепей постоянного тока не более 3А (с индуктивной нагрузкой) и до 5А (с омической нагрузкой). Кнопки 204К и 205К допускают омическую нагрузку до 20А. Подсоединение проводов к кнопке осуществляется пайкой. В наиболее тяжёлых условиях работают концевые выключатели (ДП-702, А802, А812), устанавливаемые на шасси самолёта. Их состояние проверяется при каждом оперативном и периодическом обслуживании.

Для обозначения контакторов и реле принят буквенно-цифровой код, по которому можно определить их характеристики.

Если в седьмом разряде отсутствуют обозначения Д, К или 1, то обозначения

О и Д разрядов 8 и 9 соответственно перемещаются на один разряд влево (т.е. занимают седьмой и восьмой разряды). Если на последнем месте стоит буква "Г", то реле является герметичным. В конце каждого кода могут стоять буквы Л и Б, указывающие на улучшенные характеристики реле.

Например ТКС133ДОД: коммутационный аппарат (контактор), обмотка питается напряжением 30В, ток контактов 100А, три размыкающих и три замыкающих контакта, длительный режим работы, температура среды $60+25 = 85^{\circ}\text{C}$.

Характерные неисправности - подгар, спекание контактов, поломки пружин. В процессе эксплуатации реле как правило не проверяют. В условиях низких температур отказность повышается, особенно у негерметичных.

Монтажные изделия

К ним относятся: штепсельные разъёмы, болтовые соединения, клеммные колодки и т.д. Типо-размеры штепсельных разъёмов закодированы.

ШР-ы при своей простоте часто являются источником отказов. В негерметичных разъёмах влага вызывает появление коррозии. Вибрация и неправильное ТО приводят к образованию трещин на корпусе, разрушению защитного чехла, обрыву проводов.

При ремонте самолета незначительная коррозия на внешней поверхности деталей ШР зачищается, а места зачистки покрываются лаком или грунтом. Вместо нарушенных контрольных отверстий в соседних приливах накладных гаек ШР сверлятся аналогичные отверстия. ШР, имеющие погнутые или коррозированные контакты, разрушенные изоляционные колодки или значительную коррозию, подлежат замене, с перепайкой проводов и выполнением всех технологических операций, предусмотренных технологией ремонта или чертежом. Герметизируют разъёмы пеногерметиками. ШР, внутренняя полость которых залита герметиком и которые имеют механические повреждения, значительную коррозию или другие дефекты, как правило, подлежат замене. Поверхностная герметизация, имеющая нарушения, удаляется механически и восстанавливается вновь.

При эксплуатации ШР должны соблюдаться требования:

- расчленение и сочленение разъёмов должно производиться при обесточенном состоянии электросети;
- перед сочленением разъёма проверить соответствие маркировки;
- при сочленении совместить шпоночный паз;
- момент полного сочленения определяется по отсутствию люфта кабельной части относительно блочной, после этого допускается затяжка ШР ключом;
- после сочленения ШР контрится.

При расстыковке ШР проверить отсутствие трещин на корпусе, забоин на шпонке и пазе, грязи, коррозии. Расстыкованные ШР-ы необходимо закрыть технологическими заглушками.

Электрические провода

К проводам, применяемым на авиационной технике, предъявляются высокие требования в отношении их электрических свойств, диэлектрической и механической прочности, теплостойкости и стойкости к химическим воздействиям топлива, масла и т. п.

Для монтажа электрических сетей используют многожильные медные и алюминиевые провода. Медные провода изготавливают сечением $0,35 \div 95 \text{ мм}^2$. Провода сечением более 95 мм^2 не применяют из-за трудности их монтажа, а провода сечением менее $0,35 \text{ мм}^2$ (для некоторых типов проводов — $0,2 \text{ мм}^2$) — из-за их малой механической прочности. Токопроводящие жилы состоят из большого числа тонких луженых проволок из чистой мягко отожженной меди, что придает им гибкость и увеличивает механическую прочность. Алюминиевые провода допускают меньшую кратковременную токовую нагрузку. Вследствие того, что простые методы пайки алюминия пока не разработаны, провода заделывают в наконечники путем обжима, применяя специальную пасту (50% цинкового порошка и 50% вазелина), предотвращающую их окисление. Алюминиевые провода пока применяют только больших сечений — 35, 50, 70, и 95 мм^2 . Это объясняется главным образом их невысокой механической прочностью.

В электрических сетях ВС используют медные провода марок БПВЛ, ПТЛ, БПДО и БИФ и импортные провода типа "88".

Провод бортовой БПВЛ имеют поливинилхлоридную изоляцию в лакированной оплетке из хлопчатобумажной ткани, допускающую максимальный нагрев при продолжительной нагрузке до 70°C .

Провод теплостойкий, лакированный ПТЛ-200 и ПТЛ-250 с теплостойкой изоляцией из фторопласта в оплетке из стекловолокна, пропитанного кремний-органическим лаком, допускают нагрев до $200\text{--}250^\circ\text{C}$.

Новые типы проводов:

- БПДО (бортовой провод с двойной изоляцией, облуженный) в качестве изоляции используют термостабилизированный полиэтилен, поверх которого наложена изоляция из фторопласта. Допустимая температура нагрева 105°C ;

- БИФ (бортовой провод с полиамидно-фторопластовой изоляцией) в качестве изоляции используют полиамидную пленку с фторопластовым покрытием и последующей обработкой. Антикоррозийное покрытие жилы из серебра. Допустимая температура нагрева 200°C . Механическая прочность новых проводов значительно повысилась, и минимально допустимое сечение при прокладке таких проводов $0,2 \text{ мм}^2$.

Для прокладки питательных сетей применяют алюминиевые провода - БПВЛА.

Для удобства монтажа электрические провода группируются в жгуты, которые обычно прокладываются в специальных коробах, открытого или закрытого исполнения. Жгуты крепят к стенкам кабин или фюзеляжа специальными хомутами.

В цепях, создающих сильные помехи работе радиотехническому оборудованию, используют те же типы проводов, но с металлической оплеткой - экранировкой (к маркировке провода добавляется буква «Э»). Экранировка должна

электрически соединяться с корпусом ВС.

Заделка проводов в ШР, арматуру сигнальных ламп, коммутационные аппараты осуществляется пайкой. Заделка проводов в наконечники на индивидуальных разъёмах типа ИР (в мало ответственных цепях) и глухих стыках (в местах, где не требуется отсоединения электропроводов) выполняется путем обжатия специальными щипцами (тонкие провода) или штампами (толстые провода).

Все провода маркированы буквенно-цифровым обозначением. Каждый провод имеет индекс фидера, состоящий из группы букв и порядкового номера.

Например: УВЗ - фидер управления триммером руля высоты, порядковый номер провода 3.

Маркировка нанесена на виниловых трубках, которые надеваются на оба конца каждого провода в местах его заделки. На импортных проводах типа "88" маркировка наносится на оболочку и на термоусаживаемые трубки - термофиты.

Провода собраны в жгуты посредством бандажей нитками "Маккей", вязка импортных проводов производится плоской нейлоновой лентой, плоскими нейлоновыми хомутами и термофитами.

Жгуты так же, как и провода, имеют маркировку. Жгутам кабины экипажа присвоен индекс "Л", жгутам фюзеляжа и центроплана - "Ц", хвостовой части фюзеляжа - "Х".

При порывах хлопчатобумажной оплётки провода на длине до 50 мм накладывают полихлорвиниловую ленту и по краям закрепляют ниточным бандажом. При нарушении изоляции провода или его обрыве следует заменить провод от разъёма до разъёма. Если замена затруднена, разрешается постановка глухих стыков с установкой трафарета "глухой стык",

Характерные неисправности электрической проводки:

- обрывы и короткие замыкания в местах заделки в ШР, наконечники;
- перетирание изоляции, обрывы и КЗ в местах касания проводами подвижных частей ВС;
- внутренние обрывы токопроводящих жил в результате многократных перегибов проводов и жгутов.

При ремонте самолета электрические провода с поврежденной изоляцией до токоведущих жил заменяются новыми того же сечения и марки. Замена производится, как правило, по всей длине трассы от одного технологического разъема до другого. В исключительных случаях разрешается замена только поврежденного участка с установкой технологических соединителей (ШР, глухой стык, клеммная колодка). Место установки технологического соединителя должно иметь информацию, хорошо просматриваться, в процессе эксплуатации контролироваться и обязательно должно быть отражено в фидерной схеме.

Нарушенная изоляция проводов на незначительных участках восстанавливается установкой на эти места виниловых трубок с обязательным наложением ниточных бандажей, разрешается применение полихлорвиниловой ленты вместо виниловых трубок или обычного бандажа. Экранированные провода и фидеры с коррозированной оплёткой подлежат обязательной замене. Вос-

становление пайки и перепайки проводов и фидеров производится с применением соответствующих припоев и флюсов, предусмотренных схемами, чертежами или инструкциями.

Поврежденные и коррозированные детали крепления минусовых проводов и металлизации восстанавливаются при помощи клепки (подтяжка, замена заклепок, изготовление и замена деталей, их усиление и т.д.).

Особенности электрической проводки самолета В-737

Жгуты проводки, обозначены для быстрого нахождения кодами на схемах и чертежах, проложены в направляющих по всей длине самолета. Эти направляющие обеспечивают минимум радиопомех, уменьшают слипание проводов и разработаны так, чтобы облегчить удаление и замену жгутов. Нескрученный провод общего назначения имеет хорошую устойчивость к воздействию жидкостей. Там, где требуется, используются специальные провода и разъемы (например, в области двигателей используются разъемы, устойчивые к воздействию рабочей жидкости гидравлической системы и к воздействию масла двигателей). Применение проводов с тефлоновой (Teflon) изоляцией, устойчивой к воздействию жидкостей и к механическим воздействиям, позволило увеличить срок эксплуатации электропроводки двигателей.

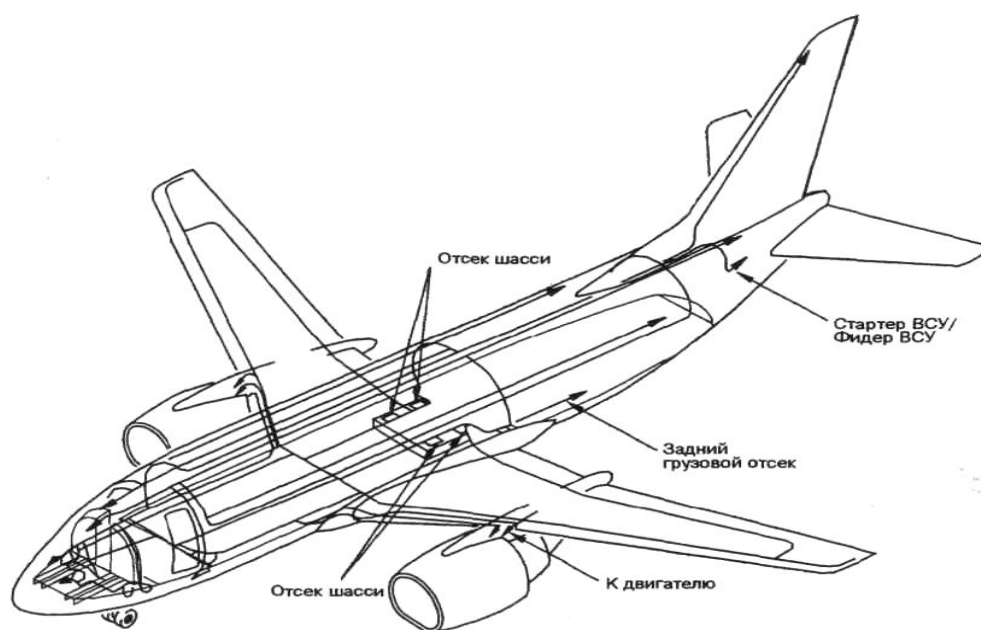


Рис. 4.34. Направляющие электропроводки.

Бортовая сеть постоянного тока

Применительно к ТУ-154 все шины постоянного тока на самолёте закольцованы, поэтому при включении в бортовую сеть любого источника постоянного тока все шины будут под током.

Бортовая сеть выполнена проводами БПВЛ сечением от 1,5 до 70 мм². Для повышения живучести по четыре силовых провода проложено по обоим бортам и закольцованы. Все провода защищены от коротких замыканий и токов перегрузки автоматами защиты типа АЗР.

Сеть потребителей выполнена проводами БПВЛ сечением от 0,35 до 4 мм², внутренний монтаж в РК выполнен проводом МГШВ сечением от 0,5 до 1,5 мм². Потребители защищены от перегрузок и коротких замыканий биметаллическими автоматами защиты типа АЗСГК на токи от 2 до 20А.

Бортовая сеть переменного тока

Бортовая сеть переменного тока радиальная, с тройным расщеплением фаз (по три провода в каждой фазе), обеспечивает нормальное электроснабжение при выходе одного из трех проводов фазы, выполнена медными проводами БПВЛ, БПВЛЭ, ПТЛ-200, ПТЛЭ-200. Силовые провода выполнены сечением от 1,93 до 35 мм². Шины фазы "А" окрашены жёлтым цветом, фазы "В" – зелёным цветом, фазы "С" – красным цветом.

Магистральные линии сети имеют двухстороннюю защиту биметаллическими автоматами защиты типа АЗФМ с номиналами 2÷50А, а цепи генераторов – автоматами АЗЗК 100÷200А. Сеть потребителей защищена автоматами типа АЗЗК (в цепях трехфазных потребителей) и АЗФ1К (в цепях однофазных потребителей). Цепь вольтметра защищена предохранителями типа СП.

Кроме основных распределительных устройств системы переменного тока на борту самолета имеется большое количество специальных РК потребителей (РК интерцепторов, РК кондиционирования, РК шасси, РК стабилизатора, РК топливомеров и и.д.). В сеть потребителей входят также электрощитки и панели с аппаратурой управления, контроля и сигнализации. Все фидеры потребителей электроэнергии трехфазного переменного тока 200В и однофазного переменного тока 115В получают питание от распределительных устройств силовой распределительной сети и сети потребителей. В состав распределительных устройств входят – панель генераторов левая и правая, РК~115/200В левая и правая, РК ВСУ ~200В, РК РАП ~200В, панель автоматов защиты левая и правая, РК кухни, РК АБСУ, РК ШЭДов, РК противообледенителей левая и правая, РК~36В левая и правая.

Монтаж бортовых сетей

Крепление жгутов к каркасу самолета осуществляется хомутами с резиновыми прокладками (обтюраторами). В необходимых местах жгуты защищены фторопластовой пленкой, прорезиненным дублированным капроновым полотном, виниловыми трубками, асбестовой лентой или специальными

самовулканизирующимися герметиками. В местах прохода проводов через отверстия конструкции установлены зажимные колодки.

Для удобства монтажа и демонтажа электросети на самолете применены разъемные устройства типа клеммных колодок с болтовым креплением проводов, штепсельные разъемы серии ШР и 2РМД, а в местах прохода через герметичные стенки, штепсельные разъемы серии ШРГ. С целью исключения ошибок при соединении штепсельных разъемов, разъемы обозначены номерами. Номера на правом бору – четные, на левом – нечетные. При установке в одном месте несколько одинаковых разъемов они дополнительно маркируются краской различного цвета. На половине штепсельного разъема жгута окрашена зажимная гайка, а возле неподвижно закрепленной половины штепсельного разъема на конструкции самолета нанесен круг тем же цветом краски.

4.20. Особенности эксплуатации электрооборудования

В установившемся режиме СЭС переменного трёхфазного тока напряжением 115/200В (фазное/линейное) с номинальной частотой 400Гц на входах потребителей должна обеспечить характеристики качества электроэнергии: напряжение при нормальной работе 108-119В, разность фазных напряжений при установленных значениях нагрузки не более 3В, частота при нормальной работе 380-420Гц.

СЭС постоянного тока с номинальным напряжением 27В на входах потребителей должна обеспечить напряжение при нормальной работе 24-29,4В.

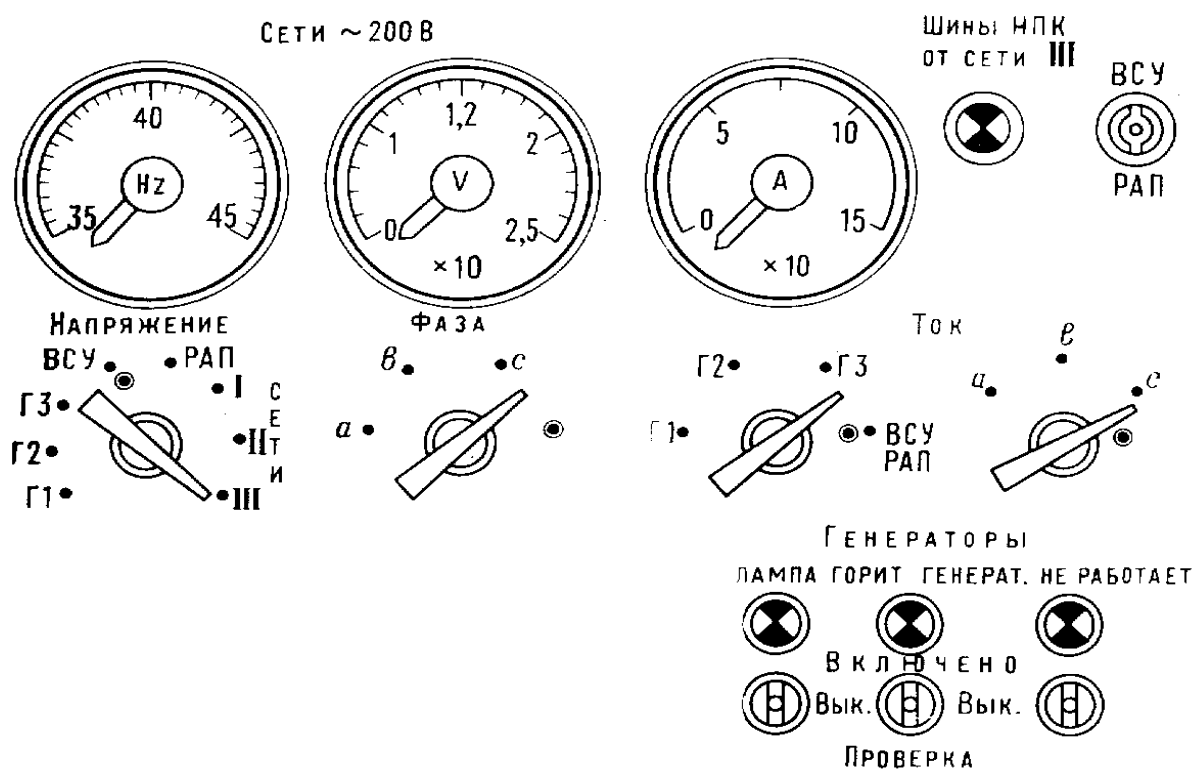


Рис. 4.35. Панель энергетики 200В самолета Ту-154

При техническом обслуживании ИТС контролирует исправность работы системы электроснабжения, а также потребителей электроэнергии. Периодичность контроля СЭС, контролируемые параметры и их значения для каждого типа ВС, как правило, указаны в РТЭ. Для контроля используются амперметры, вольтметры, частотомеры, предусмотренные для этой цели сигнализаторы. О качестве электроэнергии и работе СЭС в целом судят также по исправной работе потребителей электроэнергии.

Исправность аккумуляторных батарей контролируют по зарядному току. Во избежание разрушения щелочных аккумуляторных батарей за счёт "теплового разгона" особое внимание следует обращать на значение зарядного тока. При его увеличении, например, у батареи 20НКБН-25 до 25А и выше её следует отключить от бортсети.

Генераторы переменного и постоянного тока должны подключаться к соответствующим шинам после запуска двигателей.

Например, на самолетах ТУ-154, ЯК-42, ИЛ-76 и других, у которых основной СЭС является система переменного трёхфазного тока, неисправный генератор отключается от соответствующей шины автоматически по сигналам от средств защиты. На самолете ТУ-154 при отказе одного из трёх генераторов и при включенной противообледенительной системе предкрылков автоматически отключается бытовое оборудование, а все остальные потребители полностью обеспечиваются электроэнергией. При отказе двух генераторов отключается ПОС предкрылков и бытовое оборудование. При отказе генератора загорается красная лампа "Генератор не работает".

Для удаления обледенения самолета применяются специальные противообледенительные жидкости Арктика-100, Арктика-200 долго не высыхающие на поверхностях самолета, обладающей высокой гигроскопичностью, хорошо проникающие в поврежденную изоляцию электропроводки, незащищенные штепсельные разъемы и приводящие к коррозии и разрушению проводки, нарушению функционирования топливной системы, системы управления закрылками, шасси. Поэтому нельзя допускать нарушения изоляции электропроводки путем прокалывания ее иглами в целях необходимости прозвонки электропроводки.

Зимой при низких температурах и высокой влажности воздуха в условиях образования туманов в воздухе возможно образование тонкой пленки льда на поверхности контактных групп реле, контакторов и выключателей. Лед представляет собой диэлектрик с высоким изоляционным сопротивлением, препятствующий протеканию тока в контактах и приводящий к отказам коммутирующей аппаратуры. В случае не включения электрических цепей необходимо произвести механическое удаление льда с поверхности контактов выключением потребителей и повторным включением электрических цепей. Многократного включения достаточно для раскалывания ледяной пленки и нормального соединения контактных групп реле, контакторов и выключателей.

В таких же зимних условиях возможно смерзание соединенных контактов концевых выключателей В-601 электромеханизмов МКВ-42 управления закрылками и МКВ-40 управления стабилизатором. При полностью убранных закрылках в МКВ-42 и МКВ-40 замыкаются две группы контактов концевых выключателей В-601, через которые коммутируются электрические цепи управления выпуском закрылков и перекладкой стабилизатора и отключаются цепи управления уборкой закрылков и стабилизатора. При длительной стоянке самолета в условиях образования тумана возможно смерзание замкнутых контактов КВ. Присмерзшие между собой контакты КВ не препятствуют выпуску закрылков и перекладке стабилизатора, но не дают возможности произвести уборку закрылков и стабилизатора. Это может привести к отказам управления закрылками и стабилизатором. Перед вылетом необходимо проверять работу систем управления самолетом, в том числе и механизацию крыла и стабилизатора.

Отказы концевых выключателей типа А-800К сигнализации шасси происходит вследствие попадания на КВ мокрого снега при движении самолета по ВПП и в последствие его замерзания в случае не своевременного его удаления. В руководстве по технической эксплуатации самолета Ту-154 указана необходимость осмотра КВ сигнализации шасси после каждой посадки самолета и удаление попавшего на КВ снега и воды прогревом горячим воздухом от моторных подогревателей.

При температуре ниже -25°C при стоянке самолета более 5 часов во избежание выхода из строя аккумуляторов необходимо аккумуляторы снять с борта самолета и хранить их в теплом помещении. При выполнении работ по обеспечению вылета установить аккумуляторы на самолет.

Типовой технологический процесс ремонта электрооборудования АТ в условиях завода ГА начинается с приемки изделий в ремонт. Специалистами цеха ремонта проверяется комплектность изделий, наличие и правильность заполнения паспортов, соответствие номеров паспортов и генераторов. Затем изделия поступают на разработку, промывку и очистку, которые производятся в отдельных помещениях, оборудованных по специальным требованиям (вентиляция, заземление и т.д.). Дефектация производится также в отдельном помещении, отделенном от помещений, в которых производится ремонт и сборка. Испытания изделий на стендах производятся на отдельном участке. Отрегулированные и испытанные агрегаты и комплектующие изделия сдаются на склад готовой продукции для отправки заказчику в авиакомпанию или передаются в цех монтажа для установки на ВС.

4.21. Встроенное оборудование (ВТЕ) для проверки системы электропитания на самолете В-737

Первичную электроэнергию вырабатывают два трехфазных безщеточных генератора, установленных по одному на каждом двигателе *первичной системы электроснабжения переменным током 115В (АС)*. Каждый генератор является частью узла привода генератора, который поддерживает постоянную частоту в течение всего времени нормальной работы двигателя. В полете каждый генератор двигателя снабжает электроэнергией свою собственную генераторную шину. Генератор ВСУ можно использовать для обеспечения первичным электропитанием на земле, и он служит дублирующим для любого генератора двигателя. На земле на обе генераторные шины может подаваться аэродромное питание.



Рис. 4.36. Пульт измерений в сетях переменного и постоянного тока

Слева сверху- вниз (DC)

- Амперметр сети постоянного тока
- Вольтметр постоянного тока
- Переключатель измерений в сети постоянного тока
- Переключатель аккумуляторной батареи (BAT)

Справа сверху-вниз (AC)

- Частотомер
- Вольтметр сети переменного тока

- Переключатель измерений в сети переменного тока. Положение TEST - используется при техническом обслуживании. Подсоединяет вольтметр и частотомер к блоку тестирования системы электропитания для выбора дополнительных точек измерения.
- Кнопка остаточного напряжения (RESID VOLTS)

Переключатель питания кухни (GALLEY)

Система электроснабжения постоянным током 28В (DC) обеспечивает электропитанием потребителей, для работы которых необходима электроэнергия постоянного тока. В качестве первичных источников электроэнергии постоянного тока служат три трансформаторно-выпрямительных (TR) блока. Аккумуляторная батарея обеспечивает подачу 28В тем потребителям, которые должны сохранять работоспособность при отсутствии других источников питания. Три трансформаторно-выпрямительных блока TR1, TR2 и TR3 преобразуют 115В переменного тока в 28В постоянного тока.

Для измерения выбранной частоты или напряжения могут использоваться приборы в кабине экипажа.



Рис. 4.37. Блок тестирования системы электропитания Блок табло

Электросистема самолета В-737 серии оборудована удобной встроенной системой тестирования. Блок табло (индикаторов) и блок тестирования системы электропитания используются для обнаружения причины появления неисправности электросистемы. Индикаторы шин переменного и постоянного тока на панели табло показывают подачу напряжения на шины, а причину неисправности генераторов можно определить по индикаторам FF (отказ фидера), MT (ручное отключение), HV (высокое напряжение), LV (низкое напряжение). Блок тестирования системы электропитания позволяет считывать значения напряжения постоянного и переменного тока, частоту переменного тока и ток генератора в выбранных тестовых точках электросистемы.

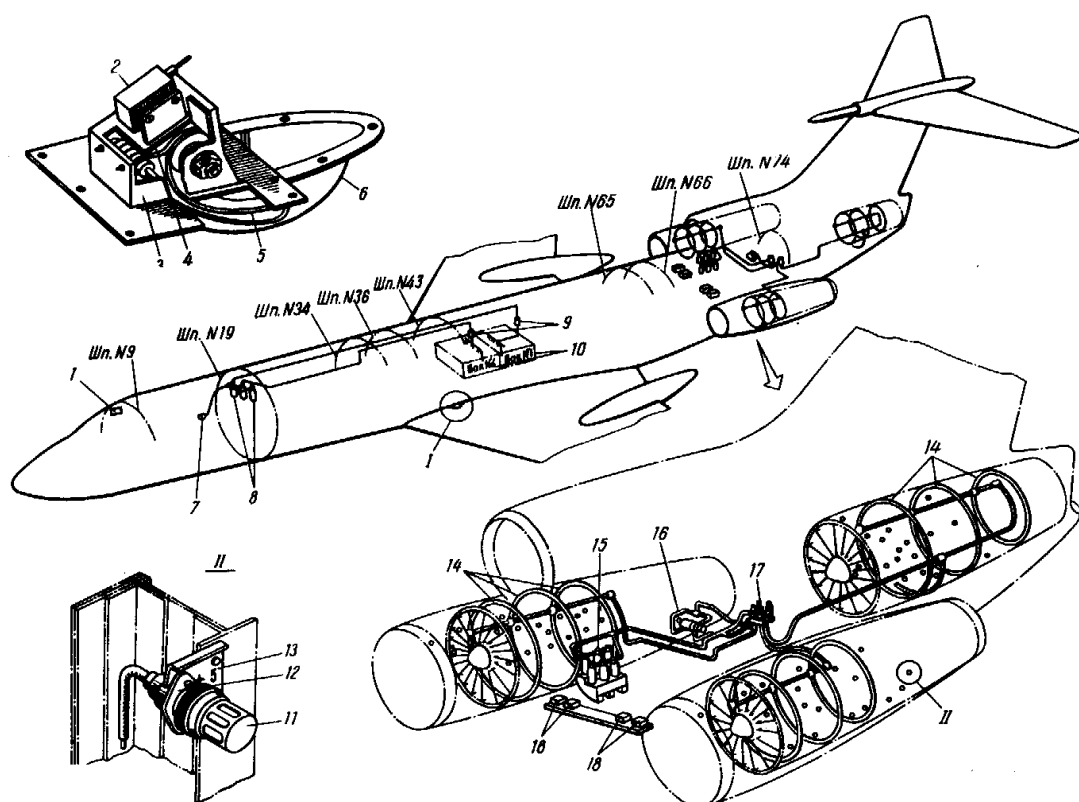
Точку измерения задают по буквенно-цифровому коду, который описан в Руководстве по техническому обслуживанию и в Руководстве по монтажным схемам.

Эксплуатация авиационного оборудования

Противопожарные, противообледенительные, светотехнические системы, бытовое оборудование, система кондиционирования воздуха

5.1. Эксплуатация систем противопожарной защиты

На современных ВС предусмотрен ряд мер, направленных на предотвращение возникновения и распространения пожара, а также мер по ликвидации пожара в случае его возникновения. В конструкции ВС применены противопожарные перегородки в районе маршевых двигателей, произведена металлизация всех элементов конструкции, установлены антистатика и зарядосъёмники, в топливных магистралях установлены перекрывающие краны. Все ВС оборудованы системами противопожарной защиты (СПЗ).



1 — панель системы пожаротушения; 2 — концевой выключатель; 3 — корпус механизма аварийного включения системы пожаротушения; 4 — промежуточный рычаг; 5 — нажимной рычаг; 6 — обтекатель; 7 — сигнальное очко; 8 — огнетушитель ОСУ-5 системы НГ; 9 — обратный клапан 636100М; 10 — распылительный коллектор; 11 — датчик ДПС; 12 — розетка; 13 — кронштейн крепления датчика; 14 — распылительный коллектор гондол; 15 — огнетушитель УБЦ-8-1; 16 — распылительный коллектор отсека ВСУ; 17 — блок 781100 электромагнитных распределительных клапанов (кранов) тушения пожара; 18 — исполнительный блок БИ-2АЮ 2-й серии

Рис. 5.1. Размещение оборудования пожаротушения

В основе каждой СПЗ лежит система сигнализации, которая предназначена для автоматической сигнализации о пожаре, автоматического и ручного управления средствами тушения пожара. На многих ВС предусмотрено автоматическое включение СПЗ при посадке с не выпущенными шасси. Системы сигнализации о пожаре в мотогондолах двигателей, отсеках ВСУ — ССП-2А, ССП-ФК и др., системы сигнализации о пожаре внутри двигателя — ССП-7, ССП-12 и др.

Характерные неисправности ССП: отказы чувствительных реле в исполнительных блоках, которые могут приводить к ложным срабатываниям ССП. Ложные срабатывания противопожарной системы могут происходить из-за нарушения герметичности коммуникаций горячего воздуха, отбираемого от двигателей в районе установки датчиков, снижения сопротивления изоляции цепей датчиков. Дефекты в противопожарной системе происходят из-за неисправностей датчиков, обрывов в цепях датчиков, управления, сигнализации, разрушения термоэлектрических спаев в датчиках.

Системы ССП обязательно включаются при запуске хотя бы одного из двигателей. При техническом обслуживании ВС противопожарные системы проверяются. На разных типах ВС проверки имеют свои особенности. При проверке соответствующим коммутационным устройством (выключатель, переключатель, АЗС) систему переводят в режим проверки, при котором исключается срабатывание пиропатронов. Затем переключателем проверяют исправность цепей датчиков.

При периодическом техническом обслуживании ВС проверяют давление в баллонах огнетушителей. Вес огнегасящей жидкости проверяется путем взвешивания огнетушителей. Через установленные сроки баллоны испытывают в органах Гостехнадзора. Пиропатроны меняют, как правило, при подготовке к осенне-зимней эксплуатации, и в обязательном порядке при каждой установке на самолет снятых противопожарных баллонов.

Исполнительные блоки проверяют на соответствие НТП в лабораториях в случае возникновения каких-то неисправностей. При проверках исполнительных блоков противопожарных систем применяется пульт ПП-ССП.

На ВС, имеющих сигнализацию дыма в багажных помещениях, проверяют состояние датчиков-сигнализаторов дыма (ДС-3М), производят замену в них осветительных ламп, проверяют работоспособность системы от кнопок встроенного контроля.

В системе нейтрального газа при периодическом обслуживании проверяют давление в баллонах с нейтральным газом и надежность срабатывания пироголовок баллонов.

ССП самолёта ТУ-154

Система тушения пожара в мотогондолах ССП-2А состоит из датчиков ДПС-1АГ, расположенных в мотогондолах двигателей и в отсеке ВСУ, исполнительных блоков БИ-2АЮ, противопожарных баллонов УБЦ-8-1 и электромагнитных распределительных кранов, а также щитка управления.

Система имеет защиту по постоянному току с помощью АЗС-ов, включение системы осуществляется выключателем "Питание".

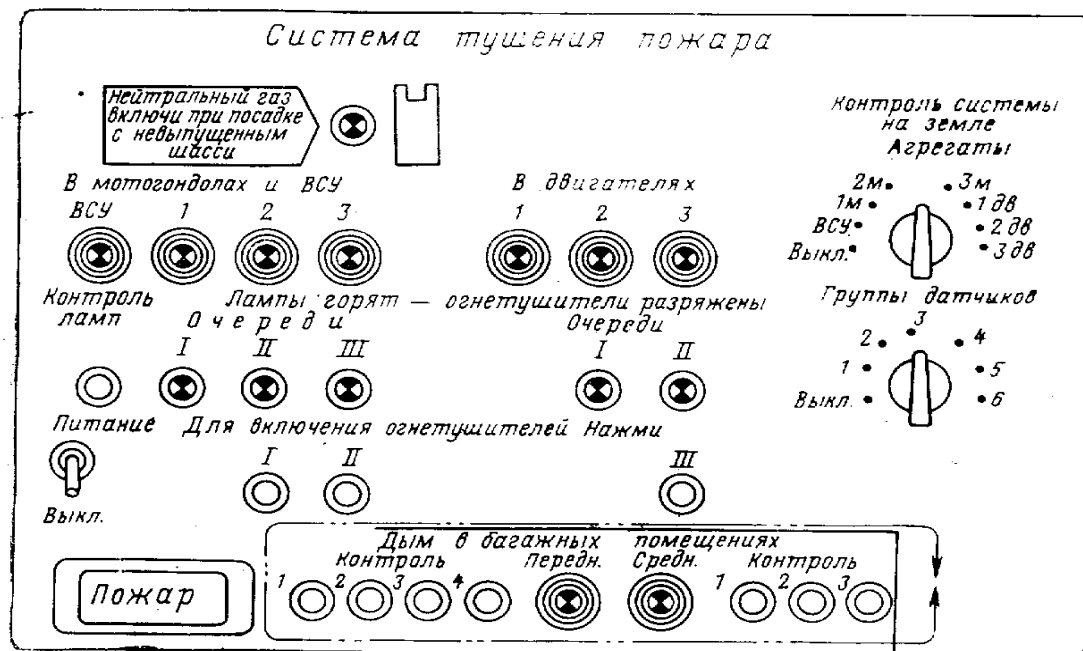


Рис. 5.2. Расположение сигнальных ламп и органов управления противопожарного оборудования

При возникновении пожара включается табло "Пожар" на щитке пожарной системы и на средней приборной доске, загорается кнопка-лампа аварийной мотогондолы или отсека ВСУ, автоматически включаются баллоны 1 очереди (3 шт). При срабатывании огнетушителей включается жёлтая лампа 1 очереди. Если пожар ликвидирован, то табло "Пожар" погаснут, а кнопка-лампа продолжают гореть. 2 и 3 очередь пожаротушения включается вручную нажатием кнопки второй и третьей очереди пожаротушения.

При посадке с убранными шасси от концевого выключателя в районе шп № 42-43 включаются три очереди в мотогондолы. При возникновении пожара в полёте экипаж должен действовать согласно РЛЭ.

Проверка работоспособности системы пожарной сигнализации.

1. Убедиться, что включены АЗС.
2. Включить выключатель «Питание» на щитке пожарной системы, лампы-кнопки и жёлтые лампы не должны гореть.
3. Нажать кнопку «Контроль ламп», загораются лампы-кнопки, табло «Пожар» и желтые лампы на щитке пожарной сигнализации. Отпустите кнопку «Контроль ламп». Все светосигнальные табло должны погаснуть.

4. Установите переключатель «Контроль системы на земле Агрегаты» в положение ВСУ, а переключатель «Группы датчиков» установите последовательно в положение «1», «2», «3». Светосигнальное табло «Пожар» и лампа-кнопка «В ВСУ» должны загореться, должна включиться сирена. В момент переключения с одной группы на другую светосигнальное табло «Пожар» гаснут, а в любом фиксированном положении переключателя горят. Лампа-кнопка «В ВСУ» горит непрерывно.

5. Произведите аналогичные по п.4 проверки, устанавливая переключатели в следующие положения: «Контроль системы на земле Агрегаты» последовательно в положение 1М, 2М, 3М. «Группы датчиков» - последовательно в положение «1», «2», «3», «4», «5», «6».

6. Переключатели «Контроль системы на земле Агрегаты» и «Группы датчиков» установите в положение «Выкл».

Сигнализация пожара ССП-12 внутри двигателя состоит из датчиков ДП-9 исполнительных блоков ССП-12БР, баллонов УБШ-2-1 и распределительных кранов обеспечивает :

- автоматической сигнализации пожара внутри двигателя;
- автоматического включения 1 очереди;
- ручного включения 2 очереди и 1, если она не сработала автоматически.

После возникновения термоЭДС:

- Включается лампа-кнопка сигнализации пожара в двигателе.
- Включается табло "Пожар" на щитке пожарной системы и на средней приборной доске.

- Открывается распределительный кран соответствующего двигателя и самоблокируется.

- Подается питание на пиропатрон баллона 1 очереди, баллон разряжается. Огнегасящий состав поступает в полости передней, средней и задней опор. Если пожар ликвидирован, то гаснут табло "Пожар", а лампа-кнопка остаётся гореть. При срабатывании пиропатронов соответствующей очереди загораются жёлтые лампы.

Для приведения системы в исходное состояние (также и для ССП-2А) через 20 сек после стравливания давления в системе необходимо выключить и включить главный выключатель, при этом снимается блокировка с распределительного крана и гаснет кнопка-лампа.

Система нейтрального газа НГ обеспечивает подачу углекислоты в топливный бак № 1 и № 4 в случае посадки самолета с не выпущенным шасси для предотвращения взрыва в топливных баках. В комплект входит:

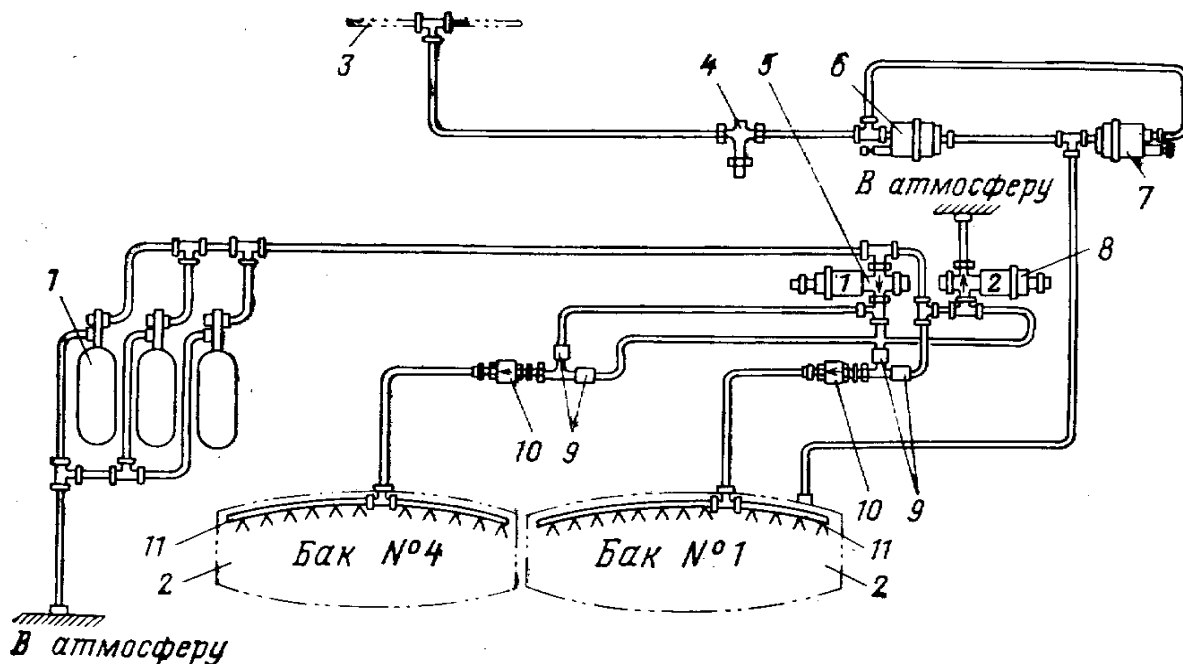
1. Три огнетушителя ОСУ-5, заряженные обезвоженной углекислотой и оснащенные пироголовками с пиропатронами ПП-3. Установлены в техническом отсеке у шп 19.

2. Электромагнитный перекрывной кран для подачи углекислоты в бак.

3. Электромагнитный стравливающий кран для стравливания углекислоты за борт при давлении $0,2 \text{ кг/см}^2$ в баке.

4. Реле давления 2 шт выдающие сигнал на перекрывной и стравливающий клапаны в зависимости от давления в баке (поз. 6,7 рис. 9.3 и 8,12 рис. 5.3).

5. Выключатель системы НГ - на щитке противопожарной системы.



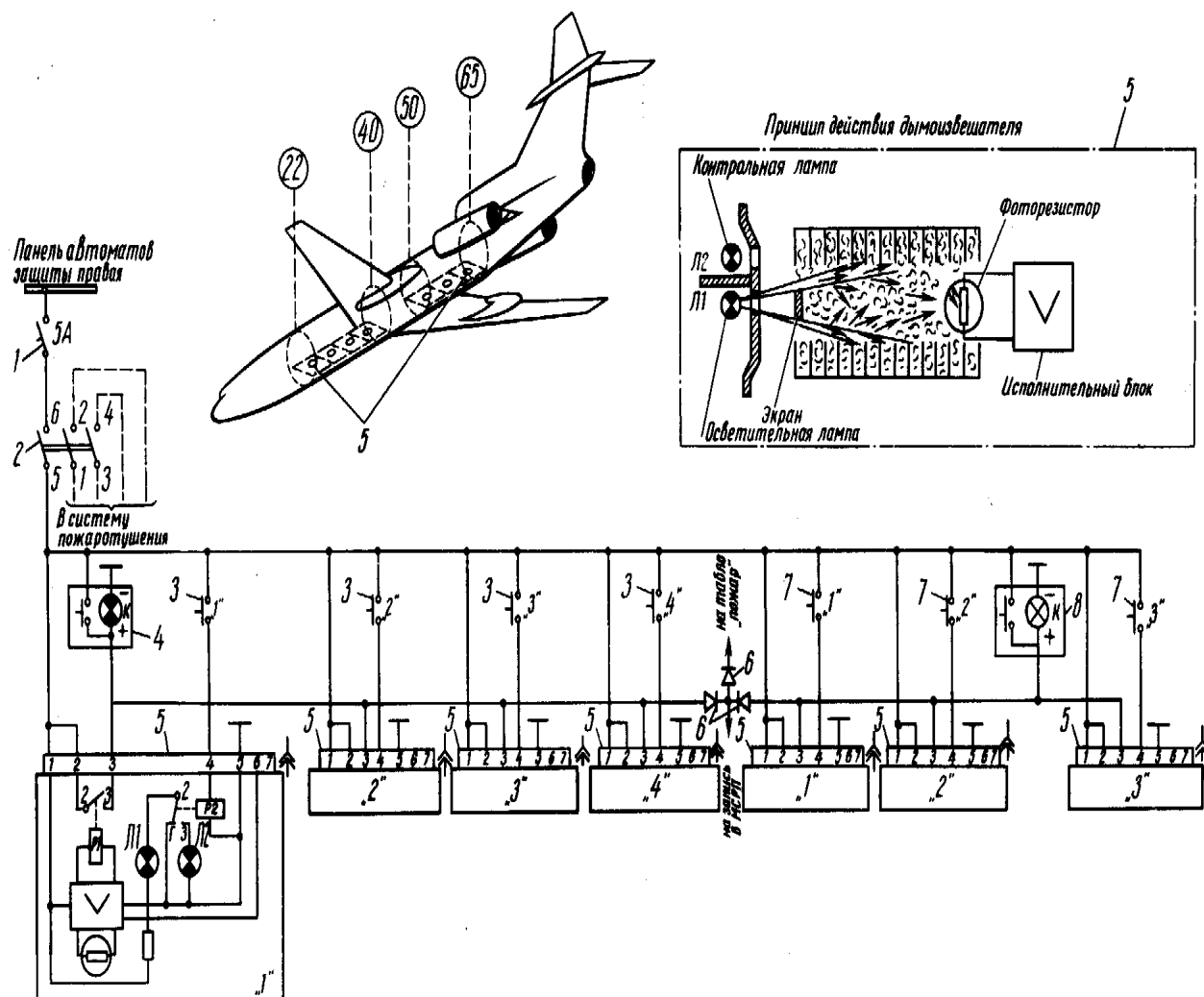
- 1 — огнетушители ОСУ-5; 2 — топливный бак; 3 — трубопровод системы статического давления; 4 — влагоотстойник; 5 — перекрывной электромагнитный кран 70200Т; 6 — реле давления ИКДРДФ -0,16-0,144-0; 7 — реле давления ИКДРДФ-0,25-0,2-0; 8 — стравливающий электромагнитный кран 70200Т; 9 — жиклеры; 10 — обратные клапаны 636100М; 11 — распыливающий коллектор

Рис. 5.3. Система нейтрального газа

Система обнаружения дыма в багажном помещении состоит из датчиков ДС-3М, ламп-кнопок сигнализации места повышенной концентрации дыма и кнопки проверки исправности сигнализаторов и обеспечивает сигнализацию пожара в багажниках.

Система питается по постоянному току через АЗС и выключатель "Питание" противопожарной системы ССП-2А.

При пожаре в грузовом помещении возникает дым, который попадает в датчик и создает рассеивание света, которое регистрируется фоторезистором, далее сигнал усиливается каскадным усилителем и подается на красный светосигнализатор лампы-кнопки соответствующего багажника №1 (№ 2) и красные табло «Пожар». Тушение пожара производится ручными огнетушителями ОР1-2 и ОР2-6.



- 1 — автомат защиты АЗСГК-5; 2 — выключатель ВГ-15К системы пожаротушения;
 3 — кнопка КНР контроля исправности системы в переднем багажном помещении;
 4 — лампа-кнопка КП-5 сигнализации дыма в переднем багажном помещении;
 5 — датчик (дымоизвещатель) ДС-3М; 6 — диод Д231Б; 7 — кнопка КНР контроля исправности системы в среднем багажном помещении; 8 — лампа-кнопка КП-5 сигнализации дыма в среднем багажном помещении.

Рис. 5.4. Принципиальная электросхема системы обнаружения дыма

Система проверяется с помощью 7-ми кнопок «Контроль». При нажатии каждой из этих кнопок последовательно осветительной лампе датчика включается контрольная лампа датчика. Освещенность резистора, создаваемая контрольной лампой, достаточна, чтобы вызвать срабатывание фоторезистора дымоизвещателя. Таким образом, проверяется исправность обеих ламп и фоторезистор датчика-дымоизвещателя. При поочередном нажатии кнопки «Контроль 1, 2, 3, 4» а затем «Контроль 1, 2, 3» загораются и гаснут соответствующая лампа-кнопка «Дым в грузовых помещениях № 1 или № 2» и красные сигнальные табло «Пожар» на щитке ППС Б/И и козырьках приборных досок пилотов, кратковременно звучит сирена.

5.2. Особенности эксплуатации противопожарных систем

При периодическом ТО самолета осматриваются элементы управления и сигнализации пожарного оборудования в кабине экипажа, исполнительные блоки БИ-2А и датчики пожарной сигнализации ДПС с розетками, сигнализаторы ДС-3М.

Через каждые 600 часов налета самолета заменяются осветительные лампы СМ-28-4,8 новыми в сигнализаторах дыма.

Проверяется под током исправность систем пожарной сигнализации. Проверяется работоспособность встроенным контролем системы сигнализации появления дыма, системы сигнализации Т° ХВОСТОВОГО ОТСЕКА ВЕЛИКА.

Осматриваются обтекатель механизма аварийного включения системы пожаротушения, выходное отверстие саморазряда огнетушителей ОСУ-6 переносные огнетушители ОР1-2, ОР2-6.

Проверяются по манометрам давление в огнетушителях УБЦ-8-1 (2-8-1).

Осматриваются агрегаты системы пожарного оборудования в техническом отсеке.

Через каждые 5 лет снимаются с самолета для контроля технического состояния огнетушители УБЦ-8-1 (2-8-1).

Через каждые 3 года снимаются с самолета для контроля технического состояния переносные огнетушители ОР1-2 с водоэтиленгликолевой смесью.

Через каждые 2 года снимаются с самолета для контроля технического состояния переносные огнетушители ОР1-2, ОР2-6 с фреоном.

Осматривается места установки огнетушителей.

Один раз в год проверяется работоспособность механизма аварийного включения системы тушения пожара.

Через каждые полгода снимаются с самолета для контроля технического состояния переносные огнетушители ОСУ-5 системы нейтрального газа.

Через каждые 600 часов налета самолета проверяется работоспособность системы предотвращения взрыва в топливном баке.

При оперативном ТО после каждой посадки самолета проверяется наличие и состояние сигнальных дисков – указателей саморазряда огнетушителей ОСУ-5 и УБЦ-8-1 (2-8-1). Проверяется внешнее состояние переносных огнетушителей ОР1-2 и ОР2-6.

При обслуживании самолета по форме Б проверяется по манометрам давление в огнетушителях УБЦ-8-1 (2-8-1). Огнетушители с пониженным давлением заменяются. Проверяется работоспособность от кнопок встроенного контроля пожарной сигнализации, сигнализации о появлении дыма, системы предотвращения взрыва в топливном баке, системы сигнализации Т° ХВОСТОВОГО ОТСЕКА ВЕЛИКА.

5.3. Эксплуатация противообледенительных систем

Обледенение самолета в полете крайне опасно. При обледенении, кроме увеличения массы, резко меняется подъемная сила крыла, меняется величина критического угла атаки, появляется вибрация самолета и двигателей, происходят отказы аэрометрических приборов, отказы двигателей, заклинивание рулей, примерзание дверей и др. При обледенении носков крыла появляется опасность срыва потока с крыла и сваливания самолета.

Для предотвращения обледенения самолета и двигателей применяется противообледенительная система самолета и двигателей.

Противообледенительные системы (ПОС) бывают электротепловыми, воздушно-тепловыми, электроиндукционными импульсными, пневматическими.

Электротепловую ПОС обогрева предкрылков, состоящую из постоянно работающего теплового ножа и зон циклического обогрева секций, проверяют от аэродромного источника питания по величине потребляемых токов с помощью специального тестера, управляющего работой программного механизма ПМК-21 при ограниченном времени включения во избежание перегрева нагревательных элементов.

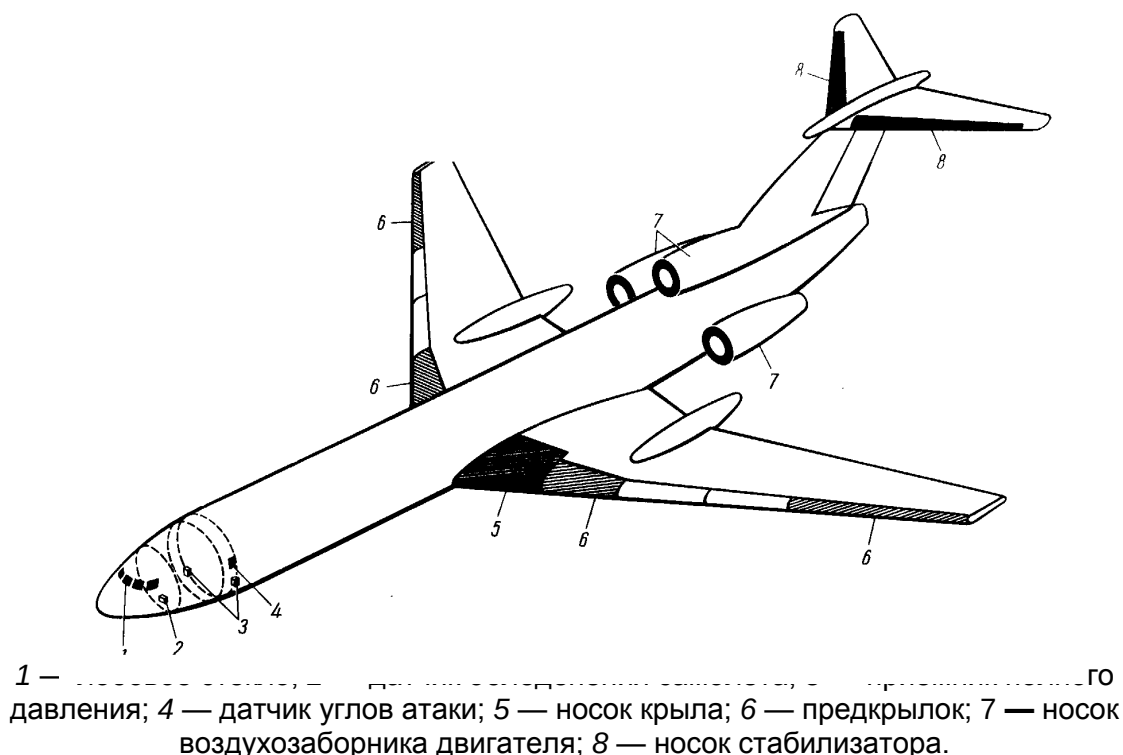


Рис. 5.5. Схема размещения защищаемых участков самолета Ту-154 от обледенения

При периодическом обслуживании ПОС проверяют работоспособность систем, измеряют потребляемые токи секциями нагревательных элементов, сравнивают эти показания с нормативными. При обнаружении и поиске неисправности проверяют электрическое сопротивление нагревательных элементов, сопротивление изоляции и исправность токоподводящих проводов, наконечников, коммутационной аппаратуры и т.д.

Электротепловые содержат программные механизмы, электронагревательные элементы, контакторы, токосъёмники, вероятности отказов которых довольно велики. Характерными в них являются отказы в виде обрывов нагревательных элементов, силовых проводов у наконечников (особенно в местах, где имеются механические перемещения), нарушений в работе программных механизмов, уменьшение сопротивления изоляции электрических цепей обогрева для несущего винта вертолёт, искрений в токосъёмниках противообледенителей винтов. Нередко причиной перегорания нагревательных элементов приёмников полного и статического давления является длительное включение их обогрева на земле.

Противообледенительная система самолета Ту-154 состоит из обогрева предкрылков, обогрева крыла, киля и стабилизатора, обогрева воздухозаборников, обогрева приёмников полного и статического давления, обогрева датчика ДУА системы АУАСП-12КР. Сигнализация обледенения самолета и двигателей производится от специальных сигнализаторов.

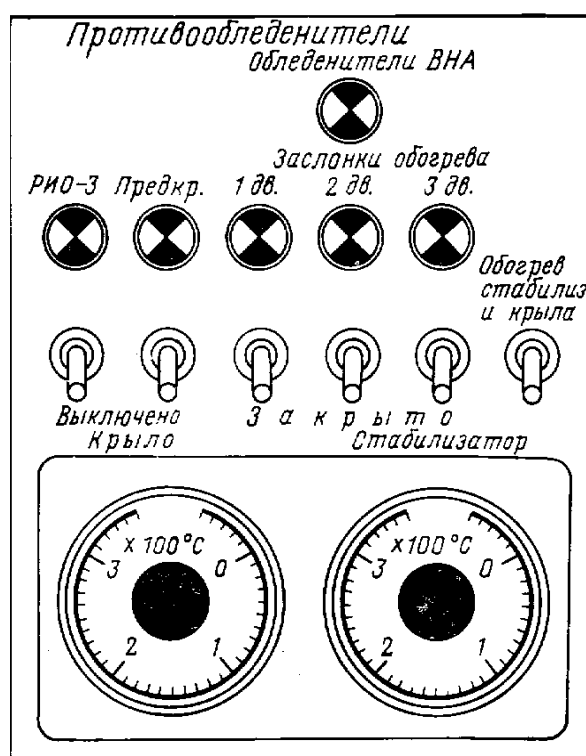


Рис. 5.6. Щиток управления и контроля противообледенителей

Управление работой противообледенительной системы и сигнализация обледенения самолета и двигателей выведена на отдельный щиток бортового инженера. При технической эксплуатации во время опробования двигателей производится проверка пневматических сигнализаторов. При проверке включают переключатели "Заслонки обогрева дв. 1, 2, 3", при этом загораются жёлтые лампы, а температура газов соответствующего двигателя повысится на 10-15°C. В полете систему включают при температуре ниже +5°C.

Воздушно-тепловую ПОС обогрева киля, крыла и стабилизатора самолета

Ту-154 проверяют частично при неработающих двигателях, когда контролируется только работоспособность электромеханизмов управления заслонками (на слух, по потребляемому току). Контроль всей ПОС выполняют при запущенных двигателях по указателям температуры, расхода воздуха и по некоторым другим приборам контроля двигателя. Например, при включении воздушно-тепловой ПОС может заметно повышаться температура выходящих газов двигателя от которого отбирается воздух на работу ПОС.

Воздушно-тепловые ПОС обладают более высокой надёжностью по сравнению с электротепловыми. Наиболее характерными отказами являются отказы управления заслонками, сигнализаторов, измерителей температуры.

Работы по периодическому обслуживанию воздушно-тепловых ПОС заключаются в проверке работоспособности электромеханизмов, приборов контроля и т.п. Проводятся также профилактические работы на отдельных элементах системы, например, замена электрических щёток в механизмах.

При ремонте самолета в процессе дефектации определяется техническое состояние нагревательных элементов, установленных в электрообогревных носках стабилизатора, крыла, кия, предкрылков, лопастях воздушных винтов и др. Величины замера омического сопротивления или потребляемого тока заносятся в протокол и прикладываются в дело ремонта ВС

Эксплуатация сигнализаторов обледенения

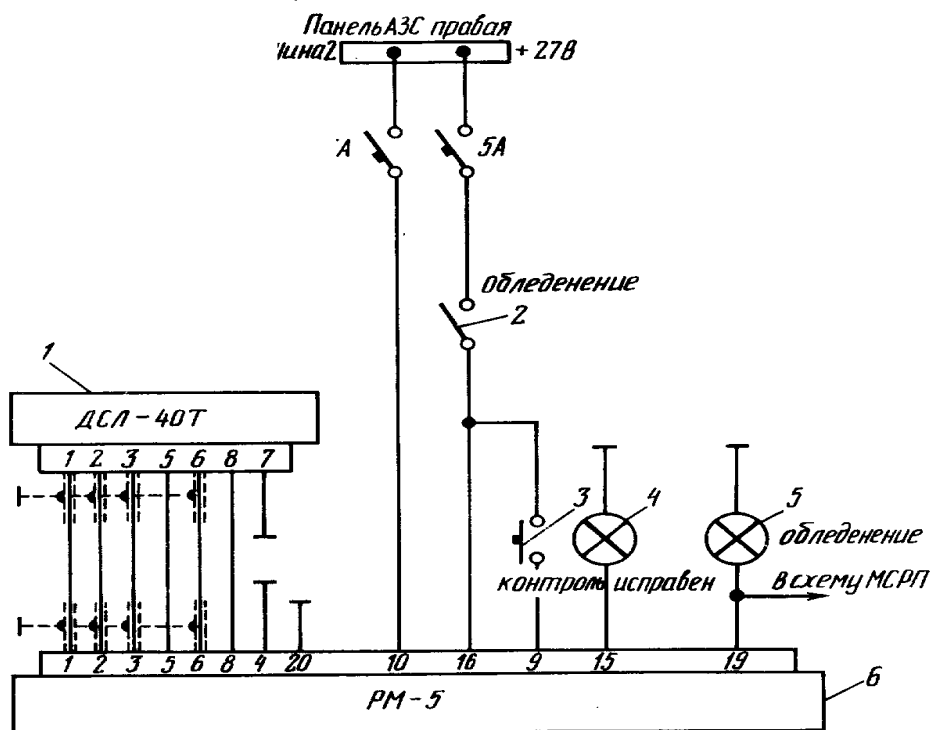
Для своевременной индикации экипажу о появлении обледенения применяются сигнализаторы обледенения. Сигнализаторы обледенения по принципу работы подразделяются на радиоизотопные индикаторы (РИО-3), пневматические сигнализаторы обледенения (СО-4А, ДО-206 и др.), частотные сигнализаторы (СО-121ВМ).

Сигнализация обледенения двигателей включается от пневматического сигнализатора ДО-206, расположенного в воздухозаборнике каждого двигателя, при обледенении лопаток компрессора любого двигателя. Через отверстие в датчике прокачивается воздух, размыкающий контакты. При обледенении отверстие замерзает, воздух внутрь датчика не проходит, контакты замыкаются. Переключатели и жёлтые лампы открытого положения заслонок расположены на щитке противообледенителей.

Сигнализация обледенения самолета производится с помощью сигнализатора СО-121 или РИО-3. При обледенении самолета загорается красная сигнальная лампа "Обледенение" и производится соответствующая запись в системе регистрации режимов полета МСРП-64. Включение нагревательного элемента датчика на земле заблокировано концевым выключателем на левой основной опоре шасси.

При выполнении работ по встрече самолета необходимо установить защитные кожухи на датчики РИО-3 и ДСП-40. Защитные кожухи разрешается не ставить, если стоянка самолета менее 2-х часов при условии устойчивой погоды (отсутствии дождя, снегопада, метели, тумана и пыльной бури). Защитные

кожухи снимают при выполнении работ по обеспечению вылета. Внешний осмотр датчиков ДСЛ-40Т производится при выполнении любой формы оперативного и периодического ТО самолета. При осмотре убеждаются в отсутствии повреждений и чистоте датчика. Осмотр сигнализатора СО-121, электрических жгутов и электрических соединителей проводится при периодическом обслуживании самолета по форме 3. Проверка исправности сигнализатора обледенения производится при периодическом техническом обслуживании самолета. При эксплуатации радиоизотопных сигнализаторов необходимо следить за тем, чтобы на выносном штыре датчика не было грязи, пыли, льда. Кожух со штыря снимают только перед полётом.



1 — датчик ДСЛ-40Т; 2 — выключатель сигнализатора; 3 — кнопка проверки обогрева "Контроль"; 4 — светосигнализатор "Исправен"; 5 — светосигнализатор "Обледенение"; 6 — монтажная рама РМ-5 с блоком ПЭ-11М.

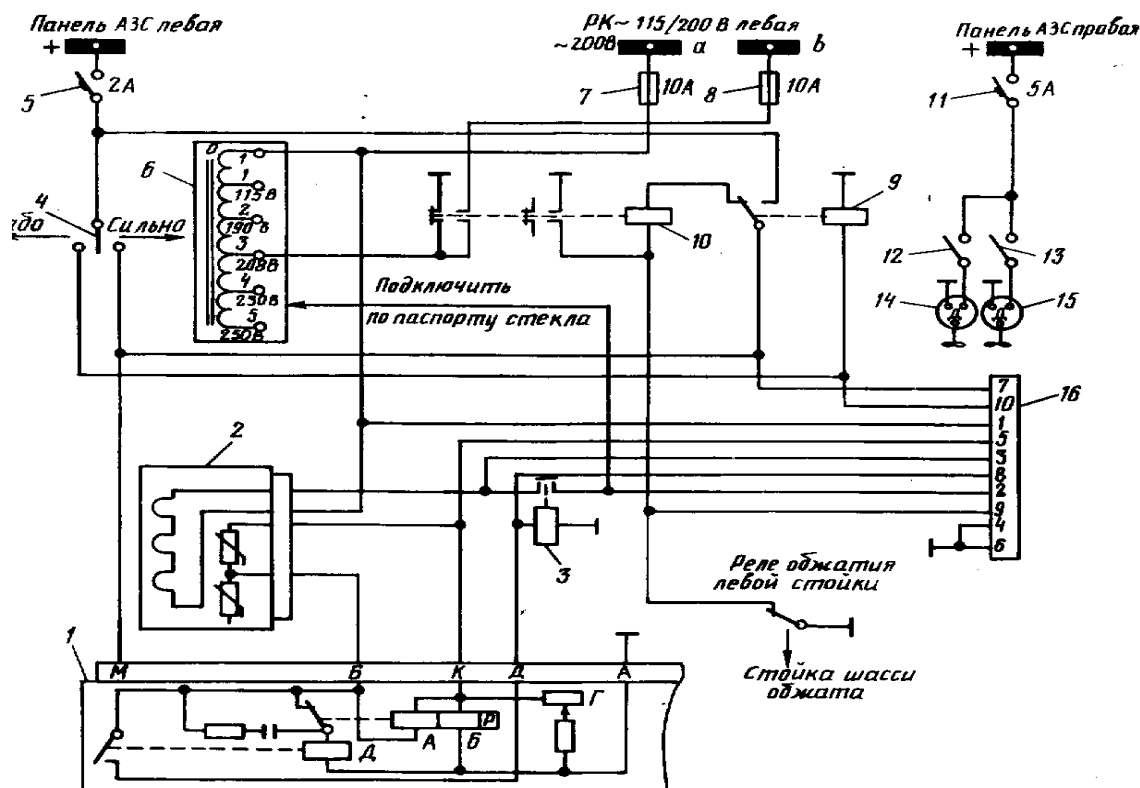
Рис. 5.7. Принципиальная электросхема сигнализатора обледенения планера

Эксплуатация системы обогрева стекол

На ТУ-154 обогревается левое стекло, лобовое и правое стекло кабины пилотов. Нагревательный элемент - токопроводящее прозрачное покрытие. Питается переменным током 190-250В от автотрансформаторов, которые подключены к сети 115В. В каждое стекло впрессовано по два термистора, которые изменяют омическое сопротивление обратно пропорционально температуре. На верхнем электроштыре лётчиков есть переключатель "Слабо - Сильно". В режиме "Слабо" включен гасящий диод, в режиме "Сильно" он зашунтирован. Концевой выключатель на левой стойке блокирует нагрев "Сильно". Обогрев включается при прохождении облаков и при обледенении самолета.

Настройку автоматов обогрева стекол АОС, как правило, выполняют при

периодическом обслуживании самолета по форме 3 при подготовке к осенне-зимней навигации, а также при замене обогреваемых стекол или самого автомата. Для настройки и проверки АОС на соответствие НТП на борту или в лаборатории используется пульт - тестер типа УП АОС. При этом вместо реального датчика температуры подключают резистор, значение сопротивления которого устанавливается из паспорта на стекло. При проверке определяют зону нечувствительности, диапазон срабатывания и другие параметры.



1 — автомат АОС-81М обогрева стекла; 2 — стекло с обогревательным элементом и терморезистором; 3 — контактор ТКД2010ДГ включения обогрева; 4 — переключатель ППНГ-15К обогрева стекла; 5 — автомат защиты АЗСГК-2; 6 — автотрансформатор АТ7-1, 5; 7, 8 — предохранитель ПМ-10; 9 — реле РЭС48Б включения стекла на слабый обогрев; 10 — контактор ТКД13ЭДОД включения стекла на сильный обогрев; 11 — автомат защиты АЗСГК-5; 12 — выключатель ВГ-15К вентилятора командира самолета; 13 — выключатель ВГ-15К вентилятора второго пилота; 14 — вентилятор ДВ-302Т командира самолета; 15 — вентилятор ДВ-302Т второго пилота; 16 — контрольный разъем

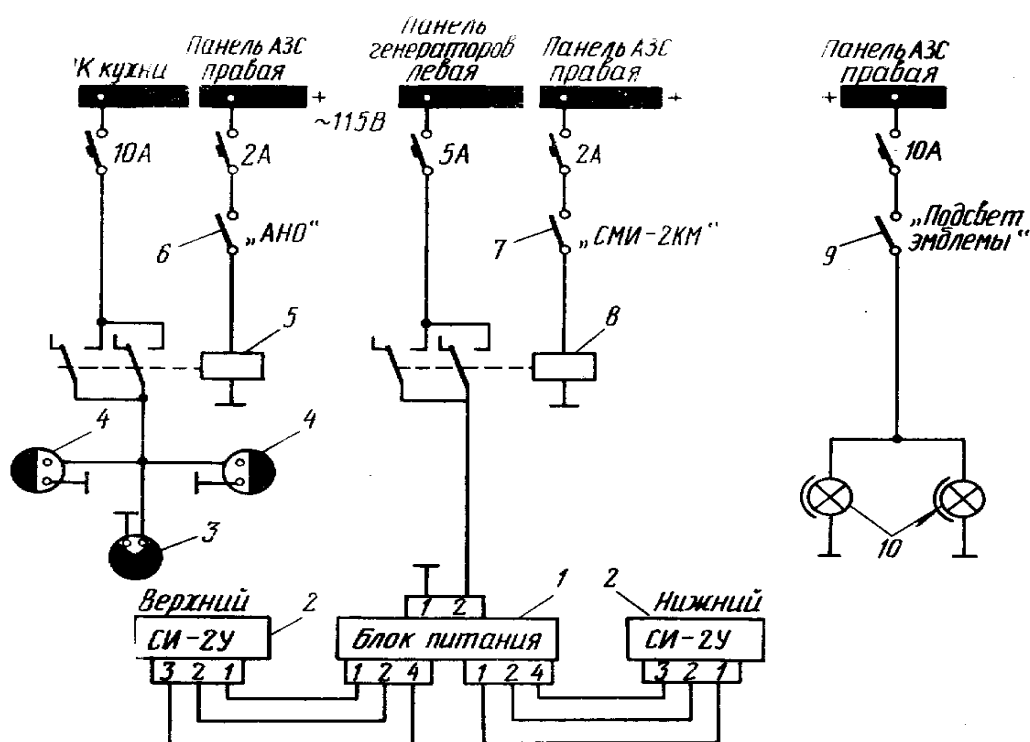
Рис. 5.8. Принципиальная электрическая схема обогрева стекла левого пилота

При оперативном обслуживании проверяют противообледенительные системы стекол кабины экипажа, в которых использованы автоматы обогрева стекол АОС-81 или термоэлектрические регуляторы ТЭР-1М на самолёте ЯК-42. Если при проверке температура наружного воздуха ниже температуры настройки автомата обогрева (для АОС-81М она равна $+30^{\circ}\text{C}$), то ПОС проверяют путём кратковременного включения питания и проверки степени нагрева стекла на ощупь. Если температура окружающего воздуха выше температуры настройки автомата, то настройку ПОС стекол нужно проверить с помощью пульта - тестера УП АОС, подключаемого к контрольному разъёму.

5.4. Эксплуатация светотехнического оборудования

К светотехническому оборудованию ВС относятся наружное и внутреннее освещение, светосигнальные устройства.

Наружное освещение включает в себя посадочно-рулёжные фары, рулёжные фары, аэронавигационные огни, маяк. На некоторых ВС устанавливаются фары для освещения стабилизатора, мотогондол и т.п. Так на самолёте ИЛ-86 предусмотрено освещение левой и правой кромки крыла, гондол двигателя, стабилизатора для определения степени обледенения и осмотра в полёте. На самолёте ТУ-154 для освещения эмблемы расположенной на киле, установлены две фары ФР-100 с лампами СМ-21М мощностью 70Вт.



1 — блок питания маяка СИМ-2КМ; 2 — светильник СИ-2У; 3 — хвостовой огонь ХС-62; 4 — аэронавигационный огонь БАНО-57; 5, 8 — реле ТКЕ52ПОДГ; 6 — выключатель ВГ-15К включения бортовых огней; 7 — выключатель ВГ-15К маяка СИМ-2КМ; 9 — выключатель ВГ-15К подсвета эмблемы; 10 — фара ФР-100 подсвета эмблемы
Рис. 5.9. Принципиальная электросхема АНО, маяка и фар подсвета эмблемы

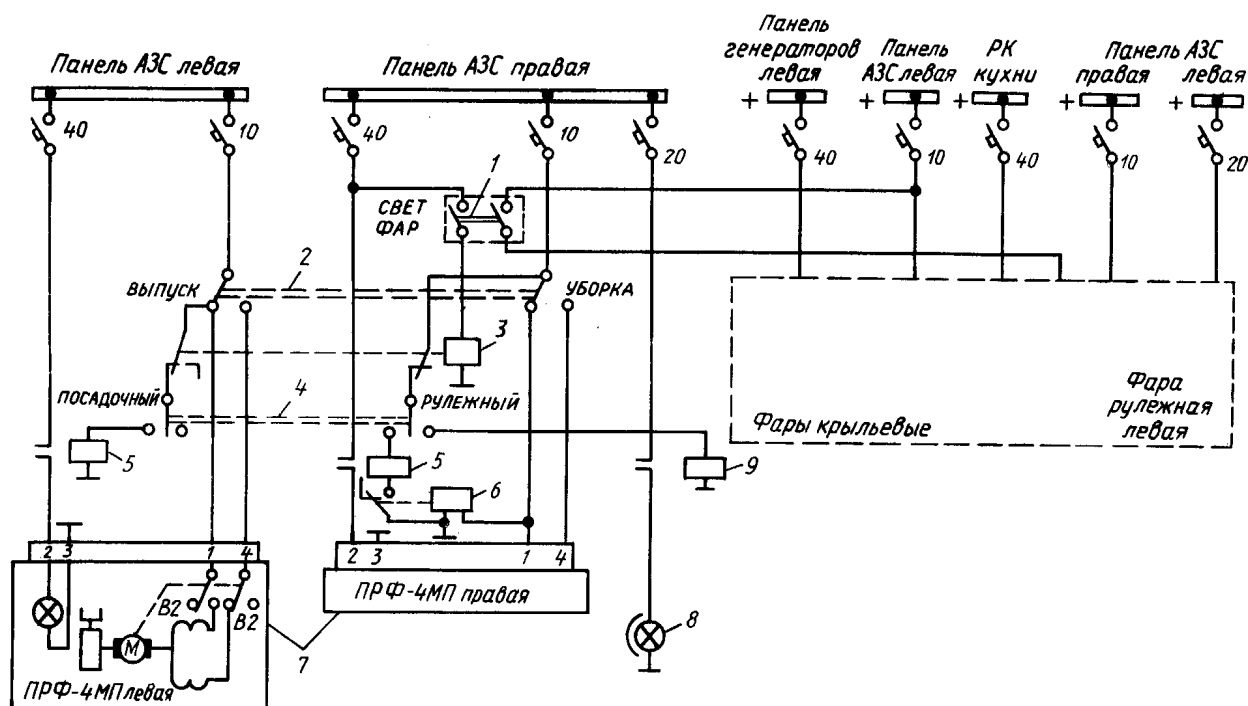
На концах крыльев установлены огни БАНО-57, с лампой СМ-28-70 мощностью 70Вт.

В хвостовой части установлен хвостовой огонь ХС-62, с лампой СМ-28-24 мощностью 24Вт.

Светосигнальный импульсный маяк СИМ-2КМ со светильником СИ-2У и импульсной кварцевой лампой ИФК-2000-1, с частотой 45 вспышек в мин и дальностью видимости 60 км. Напряжение на клеммах блока, и лампах маяка достигает 1000В.

Посадочно-рулежные фары ПРФ-4 (или её модификации) используются с

лампой СМФ-3 и устанавливается на многих типах ВС. Лампа-фара СМФ-3 имеет нить накала большой мощности 600Вт ($I=21,5A$), которая используется при посадке и взлёте, и малой мощности 100Вт ($I=3,5A$), которая включается при рулении. В случае перегорания нити накаливания или если площадь потемнения отражателей колбы составит более 25 см² лампа-фара меняется. При замене лампы необходимо выпустить фару в рабочее положение, отвернуть 10 винтов, проходящих через кольцо, удерживающее лампу-фару и отсоединить проводники. Устанавливать лампу так, чтобы при выпущенном положении фары нити накаливания были параллельно плоскости земли, а рулевая нить находилась над посадочной. При смене следить за целостностью и правильностью установки резиновой прокладки, на которую опирается фара.



- 1 — выключатель 2ВГ-15 света фар; 2 — переключатель 2ППГ-15К выпуска и уборки фар ПРФ-4МП; 3 — реле ТКЕ22П1Г блокировки включения света фар; 4 — переключатель 2ППНТК включения рулежного или посадочного света; 5 — контактор ТКС101ДОД включения света фары ПРФ-4МП; 6 — реле ТКЕ21ПОДГ управления включением света фар; 7 — взлетно-посадочная фара ПРФ-4МП; 8 — рулевая фара ФР-9; 9 — контактор ТКД2010ДГ включения фары ФР-9

Рис. 5.10. Принципиальная электрическая схема взлетно-посадочных и рулевых фар

При замене фары ПРФ-4 углы выпуска фары регулируют по специальной технологии в лаборатории АиРЭО по шаблону или инструментальным угломером ОУ-2 в зависимости от места установки фары на самолете. На самолете Ту-154 углы выпуска фар вертикальной плоскости составляют: для крыльевых - $77^\circ \pm 15'$, для фюзеляжных $86^\circ \pm 15'$.

Все неполадки, встречающиеся при эксплуатации и проверке светотехнического оборудования, связаны с перегоранием ламп, выходом из строя светильников, плохой установкой ламп в патронодержатель, неисправностями в цепях питания, перегоранием предохранителей, установленных в лампах освещения, разрушением и потерей прозрачности

обтекателей, светофильтров и т.п. Исключение составляют устройства, содержащие электромеханические элементы - выдвижные фары, некоторые сигнальные маяки. Для них характерны отказы двигателей, их щеточно-коллекторных устройств, редукторов.

При осмотре фар необходимо убедиться в том, чтобы в убранном положении не было зазора между кольцом окантовки и основанием фары.

Проверка работоспособности наружного освещения, сигнализации и аварийного освещения выполняется, как правило, в базовом аэропорту.

Проверку наружного и светосигнального освещения разрешается производить кратковременным включением. Исправность сигнальных ламп, табло в кабине экипажа проверяется перед включением систем, приборов, к которым относятся эти сигнализаторы, а также при необходимости в полёте. Это делается путём нажатия на соответствующие кнопки контроля.

При ремонте самолета все светотехнические средства - внутренние, наружные, осветительные и сигнальные подвергаются разборке, дефектации, ремонту, сборке и испытаниям, за исключением стеклянных деталей. При дефектации разобранных и промытых средств светотехнического оборудования, кроме общих требований, обращается особое внимание на состояние ламп-колб - источников света. Потемнение и растрескивание стекол недопустимо. При дефектации самолетных выдвижных фар типа ПРФ-4 особое внимание уделяется состоянию функциональных элементов редуктора (состоянию зубчатых колес, статора и ротора электродвигателя, фрикционной муфты и т.д.). Особенное внимание также уделяется сопротивлению изоляции токоведущих частей фар относительно корпуса, так как фары эксплуатируются в условиях, способствующих уменьшению сопротивления изоляции (высокой влажности во время полета, резкого изменения влажности и температуры окружающей среды и т.д.). После проведения работ по дефектации светотехнических средств производится их ремонт по техническому состоянию заменой негодных элементов (редуктора, электродвигателя, ламп-фар и т.д.). Ремонтные работы завершаются сборкой в соответствии с чертежами и передачей на участок испытаний. Испытания отремонтированных светотехнических средств сводятся к определению потребляемого тока (в соответствии требованиям ТУ), проверке силы света, а также сопротивлений токоведущих частей относительно корпуса, которое должно быть не менее оговоренного в ТУ значения (как правило, не менее 2 МОм).

5.5. Эксплуатация бытового оборудования

В комплект электрооборудования кухни входят:

1. Универсальные кипятильники КУ-200/115 (6 шт.).
2. Электродуховые шкафы ШЭД -200/115 (4 шт.).
3. Электроплиты ПЭС-200/115 (2 шт.).
4. Электророзетка ППД-200/115.
5. Холодильник СШХ-170А.
5. Подогреватель воды ПВ-200/115.

Универсальный электрокипятильник КУ-200 предназначен для кипячения жидкости, сохранения жидкости в горячем состоянии. Питается переменным током 200В. Кипятильник имеет нагревательный элемент и термоконтактор, размыкающий цепь контактора ТКД103ДОД при достижении 100°C и замыкающий при понижении температуры.

Электродуховой шкаф ШЭД-200 предназначен для хранения в охлажденном состоянии вторых блюд и для их разогревания. На передней панели шкафа установлены выключатель и две контрольные лампы. Шкафы питаются переменным током 200В. При достижении 100°C загорается лампа "Готов".

Электроплита предназначена для поддержания температуры контейнеров, вынутых из духового шкафа после разогрева пищи. Питается переменным током 200В. Имеет два режима "СИЛЬНО-СЛАБО". Переключение производится контактором ТКД-103ДОД, включающим нагревательные элементы последовательно или параллельно.

Электророзетка питается напряжением 200В, схема включения аналогична схеме кипятильника КУ-200/115.

Холодильник питается переменным током напряжением 200В.

Электроподогрев воды туалетов осуществляется нагревателями ПВ-200/115. Термовыключатели поддерживают температуру +45°C.

Промывка унитаза включает в себя насосы ЭЦН-89 (4 шт.), контакторы ТКД-103ДОД (4 шт.), автоматы защиты.

Электропитание переносного пылесоса включает в себя три розетки 47К, которые питаются постоянным током 27В.

Электропитание электробритв включает в себя четыре розетки, питающиеся напряжением 115В.

Сигнализация превышения допустимого уровня жидкости в сливном баке переднего туалета включает в себя сигнализатор уровня СУЗ-2 и сигнальную лампу.

При техническом обслуживании самолета проверяется работоспособность стационарного кипятильника КС-90 (при наличии), переносных кипятильников, электродуховых шкафов, электрических плиток, подогревателей воды в туалетах, холодильника, проверяется сигнализации переполнения сливного бака переднего туалета, работа насосов смыва унитаза, осматривается бытовое оборудование кабин, служебных и туалетных помещений.

5.6. Техническая эксплуатация системы управления самолётом

Техническая эксплуатация электромеханизмов систем управления самолетом (управление рулём высоты, управление рулём направления, управление элеронами) заключается в осмотре электромеханизмов пружинных загрузителей, механизма эффекта триммирования, проверки работоспособности электромеханизмов и сигнализации нейтрального положения загрузителей, поиску и устранению дефектов, замене неисправных электромеханизмов.

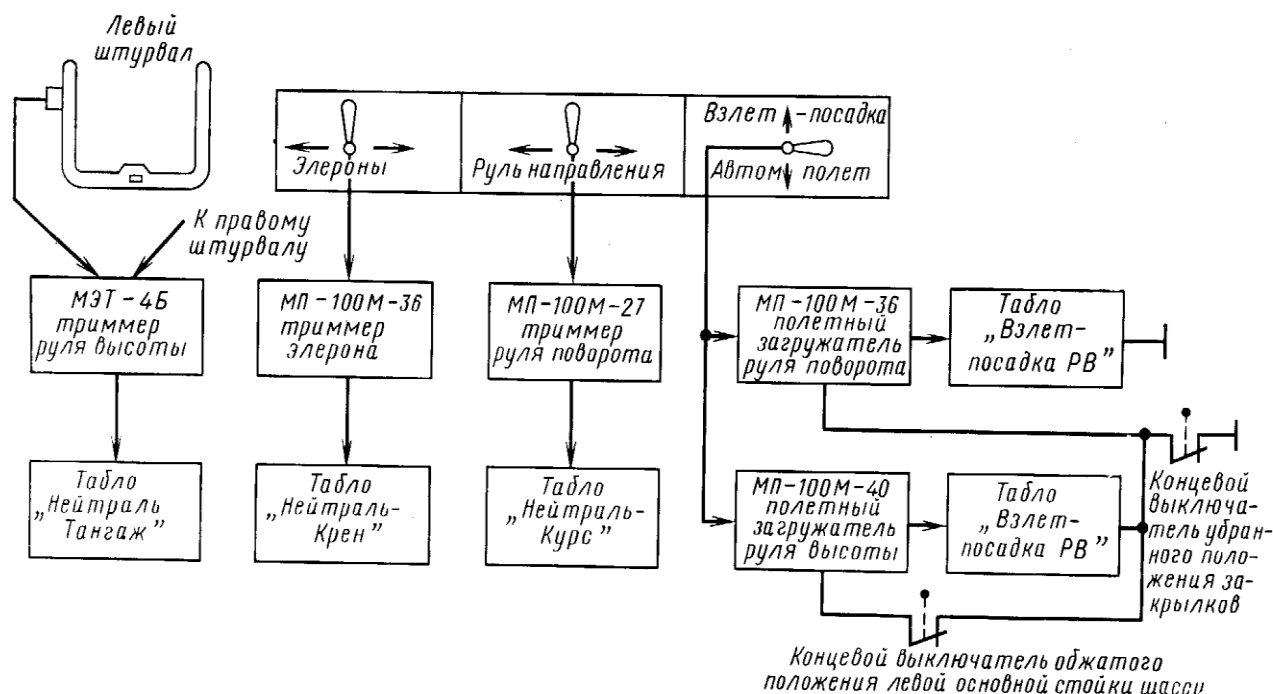


Рис. 5.11. Блок-схема триммирования и загрузителей на самолете Ту-154

Управление электромеханизмом триммерного эффекта МЭТ-4У-45 загрузителей канала тангажа может быть осуществлено пилотом с помощью двухпозиционных переключателей на штурвалах "Триммир. РВ" и аварийным нажимным переключателем на среднем пульте пилотов "Авар Тримм". При включении аварийного переключателя в одно из положений "Пикирование" или "Кабрирование" отключается управление электромеханизмом от переключателей на штурвалах.

Управление полетным загрузителем РВ осуществляется переключателем «Полетный загрузитель РН и РВ» в положениях "Взлёт-посадка" — "Автомат" — "Полёт". Этот переключатель используется одновременно и для управления полетным загрузителем руля направления.

Триммирование пружинного загрузителя РН осуществляется электромеханизмом МП-100М-27. Пружинные взлетно-посадочные загрузители РН включены постоянно, полётные включаются электромеханизмом МП-100М-36.

Триммирование пружинного загрузителя элеронов осуществляется электромеханизмом МП-100М-36

Система управления закрылками СПЗ-1А

Система обеспечивает перемещение закрылков на углы, заданные рукояткой управления закрылками. Для увеличения надёжности система состоит из двух самостоятельных каналов, имеющих общее выходное звено - выходной вал гидравлического рулевого привода РП-60-1, кинематически связанного с закрылками. Система питается от двух независимых гидросистем (1-ой и 2-ой). Время полного выпуска закрылков 18-23с. При отказе одной гидросистемы или одного канала автоматики закрылки выпускаются (убираются) от одного канала за время, в два раза больше.

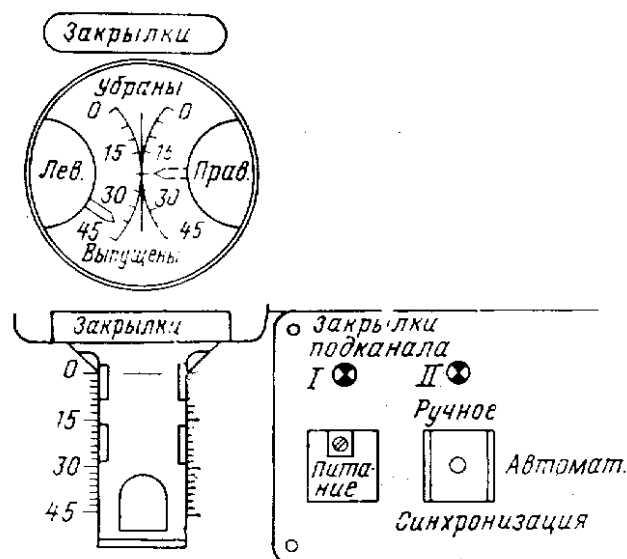
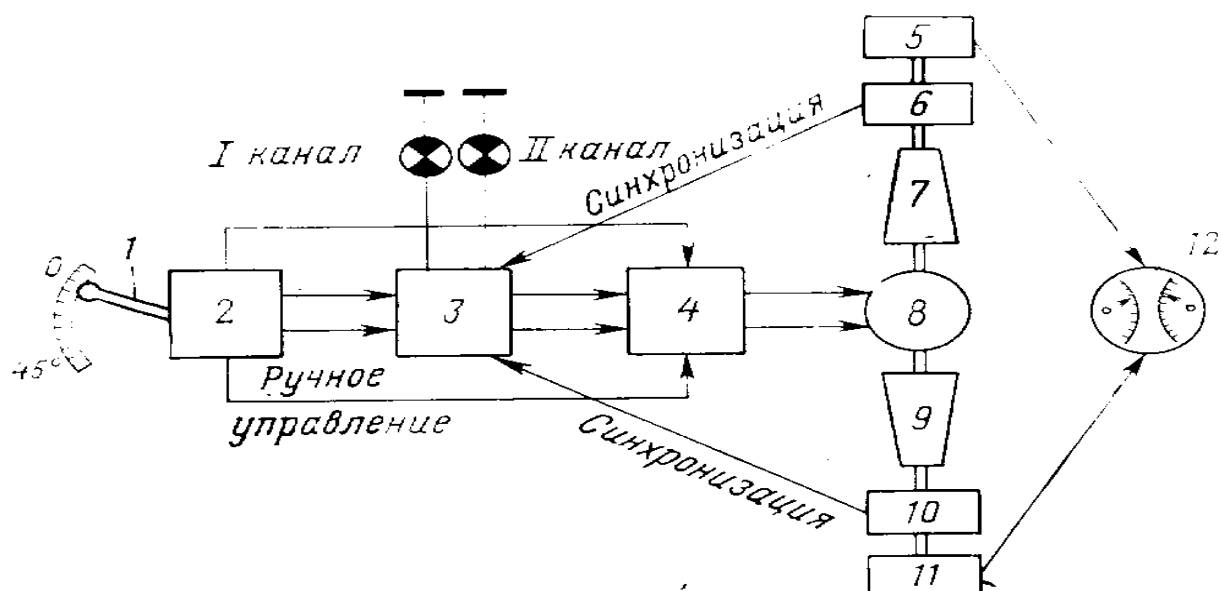


Рис. 5.12. Органы управления и сигнализации положения закрылков

Механизм концевых выключателей МКВ-42А обеспечивает выключение питания рулевого привода РП-60 в крайних положениях и расположен на самом приводе. Механизм концевых выключателей МКВ-43 (рукоятка управления закрылками) служит для выдачи сигнала на автоматику управления. Два механизма концевых выключателей МКВ-41 — для выдачи сигнала в канал сравнения при разнице хода закрылков левого и правого $2^{\circ}55'$ расположены соответственно в левом и правом закрылках. Блок управления 6Ц254-3 — для работы системы в автоматических режимах. Указатель положения закрылков ИП-32-05 работает с двумя датчиками ДС-10, которые связаны с механизмами МКВ-41. Защита системы находится на левой панели АЗС.

Система имеет три вида работы: автоматический режим управления, режим автоматической синхронизации, ручной режим управления. Каждый канал системы имеет три подканала: подканал управления, опорный канал, подканал сравнения.



- 1 — рукоятка управления закрылками; 2 — механизм концевых выключателей МКВ-43; 3 — блок автоматики 6Ц254; 4 — механизм концевых выключателей МКВ-42; 5, 11 — датчики указателя положения закрылков ДС-10; 6, 10 — механизмы концевых выключателей МКВ-41; 7 — правый закрылок; 8 — рулевой привод РП-60-1; 9 — левый закрылок; 12 — указатель положения закрылков ИП-32-05

Рис. 5.13. Блок-схема перемещения закрылков СПЗ-1А

При периодическом техническом обслуживании самолета производится осмотр рельсов, кареток, трансмиссии закрылков, подъемников, рулевого привода РП-60-1; проверяются угловые люфты трансмиссии закрылков; проверяется работа системы перемещения закрылков; проверяется продолжительность выпуска и уборки закрылков; проверяется недоход системы управления закрылками до нижних и верхних упоров; проверяется соответствие отклонения внутренних закрылков углам, заданным рукояткой механизма МКВ-43.

Проверку работы привода управления закрылками производят отдельно от каждого канала и совместно от двух каналов управления в автономном режиме и совмещенном управлении с предкрылками и стабилизатором.

Проверяется отключение системы управления закрылками при имитации поочередного срабатывания обоих датчиков УА53А-4.

С помощью пульта ПП-СЭУЗ производится проверка состояния контактов в цепи потенциометров механизмов МКВ-41, МКВ-42А и МКВ-45.

При необходимости с помощью пульта ПП-СЭУЗ производят регулировку микровыключателей и потенциометров механизмов МКВ-41, МКВ-42А и МКВ-45.

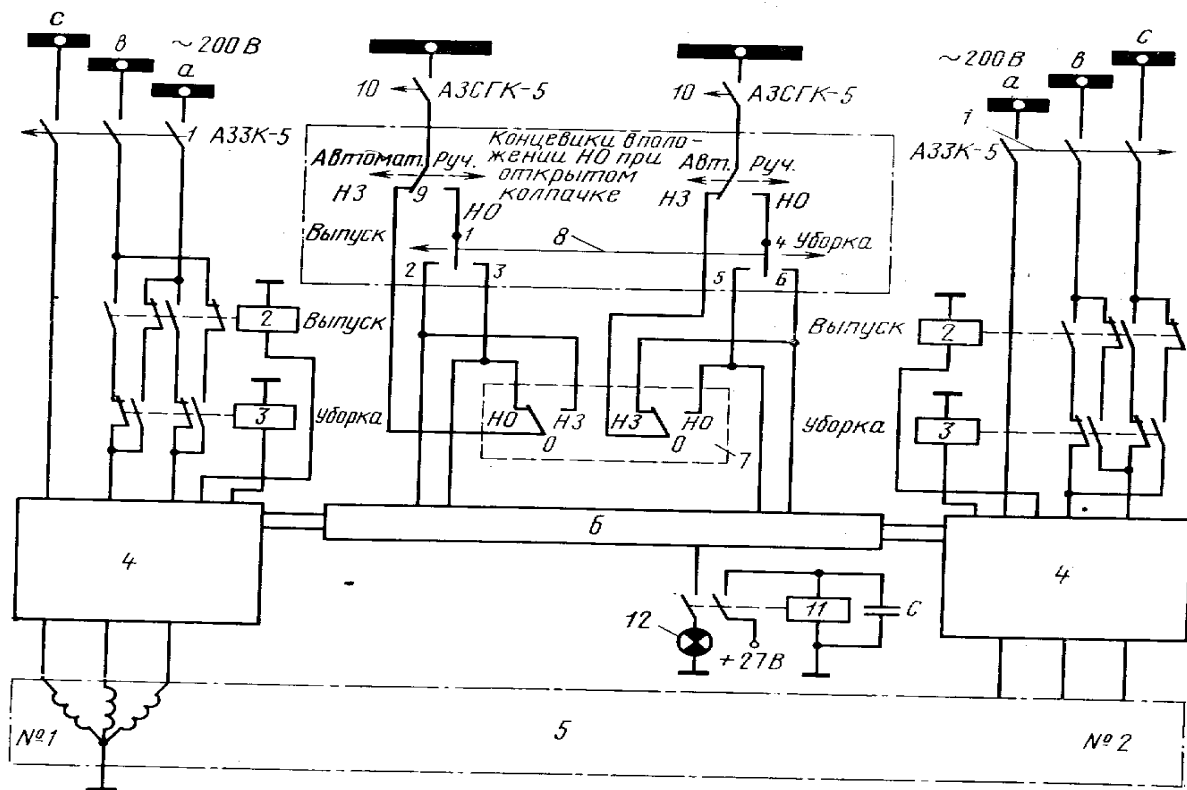
Отказы и неисправности в системе управления закрылками происходят из-за нарушения контактирования потенциометров и подгорания контактов микровыключателей следящей системы механизмов МКВ-41, МКВ-42А, МКВ-43, а также снижения сопротивления изоляции электропроводки. Особенно часты отказы в осенней и весенний периоды года вследствие попадания воды и противобледенительной жидкости «Арктика» в штепсельные разъемы и электропроводку механизмов МКВ-41, МКВ-42А, МКВ-45 и их коррозии.

Управление предкрылками

Выпуск и уборка предкрылков осуществляются электрически от сети 200В. Управление предкрылками может осуществляться в автоматическом и в ручном режимах. Время уборки предкрылков от двух электродвигателей составляет 15 сек.

В комплект электросистемы управления входят:

- Двухканальный электромеханизм управления предкрылками ЭПВ-8П.
- Две коробки защиты двигателя от обрыва фаз КЗД-2-10А.
- Механизм концевых выключателей управления предкрылками МКВ-40А.
- Переключатель управления предкрылками 2ППНТК "Предкрылки", расположенный на верхнем электрощитке, там же расположена зелёная лампочка "Предкрылки".
- Реле и контакторы системы автоматики, расположенные в РК предкрылков у шп. №39 справа. Автоматы защиты.



- 1 — автомат защиты АЗ3К-5 цепи питания электромеханизма; 2 — контактор ТКД-133ДОД выпуска предкрылков; 3 — контактор ТКД-133ДОД уборки предкрылков; 4 — коробка КЗД-2-10А защиты электродвигателя от обрыва фаз; 5 — электромеханизм ЭПВ-8П; 6 — механизм концевых выключателей МКВ-40А управления предкрылками; 7 — механизм концевых выключателей МКВ-41 положения закрылков; 8 — переключатель 2ППНТК управления предкрылками в ручном режиме; 9 — концевой выключатель А812В режимов управления предкрылками; 10 — автомат защиты АЗСГК-5 цепи управления электромеханизмом; 11 — реле ТКЕ22П1Г сигнализации; 12 — лампочка СЛМ-61 сигнализации положения предкрылков (зеленая)

Рис. 5.14. Упрощенная схема управления предкрылками

Совмещенное управление обеспечивает автоматический выпуск предкрылков при выпуске закрылков на 5° и автоматическую уборку предкрылков при уборке закрылков. Переключатель управления предкрылками должен быть выключен и закрыт колпачком.

Ручное управление осуществляется при открытом колпачке управления предкрылками с помощью переключателя управления предкрылками.

Сигнализация положения предкрылков осуществляется зелёной лампочкой сигнализации. В процессе уборки-выпуска предкрылков зелёная лампочка мигает. После выпуска предкрылков зелёная лампа горит постоянно.

Если механизм ЭПВ-8П не включается необходимо проверить переключатель 2ППНТ-К, электроцепи, механизм МКВ-40А, коробки КЗД-3, контакторы включения электродвигателя механизма ЭПВ-8П.

Для поканальной проверки исправности цепей коммутации и сигнализации необходимо поочерёдно выключить АЗСГК-5 "Предкрылки мотор № 1", "Предкрылки мотор № 2" и производить выпуск или уборку от одного мотора не более 2 -3 раз. Если в конце выпуска или уборки пробуксовывает фрикционная муфта - отрегулировать МКВ-40А.

Регулировку микровыключателей механизма концевых выключателей МКВ-40А производят с помощью пульта ПП-СЭУЗ.

При периодическом техническом обслуживании самолета производится осмотр системы управления предкрылками, проверяется продолжительность выпуска и уборки предкрылков, проверяется недоход системы управления предкрылками до нижних и верхних упоров, проверяется работоспособность электромеханизма ЭПВ-8П управления предкрылками, техническое состояние механизма управления предкрылками ЭПВ-8П проверяется с помощью пульта ПДГМ.

Проверку работы электромеханизма ЭПВ-8П управления предкрылками производят отдельно от каждого двигателя и совместно от двух электродвигателей механизма ЭПВ-8П. Время перекладки предкрылков из одного крайнего положения в другое должно быть не более 15с при работе двух электродвигателей. Продолжительность выпуска и уборки предкрылков отдельно от каждого электродвигателя не должно превышать 30с.

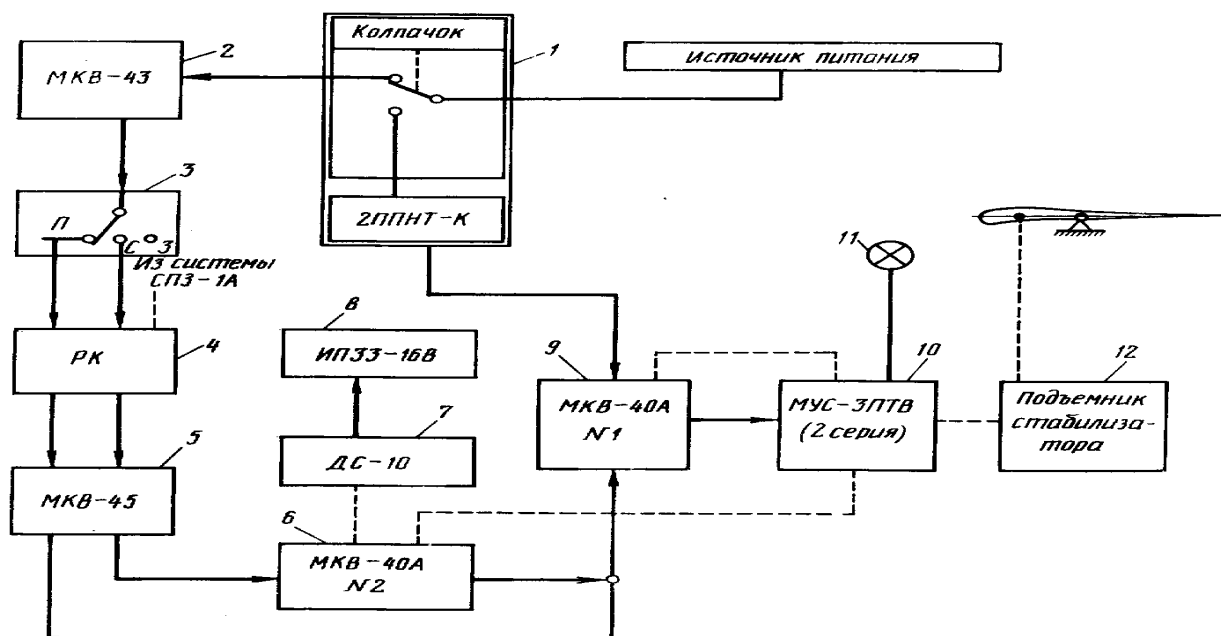
Угол отклонения предкрылков на выпуск и уборку должен быть $22^{\circ} \pm 20'$.

Система управления стабилизатором

Система управления стабилизатором позволяет изменять угол положения его относительно строительной горизонтали от $-1,5^\circ$ до -7° , что соответствует рабочему диапазону по индикатору ИП-21-02 от 0° до $-5,5^\circ$. Управление стабилизатором может осуществляться в автоматическом (совмещенном) и ручном режимах. Время перекладки из 0° до -3° равно 15 сек., из 0° до $-5,5^\circ$ равно 27,5 сек.

В комплект электросистемы входят:

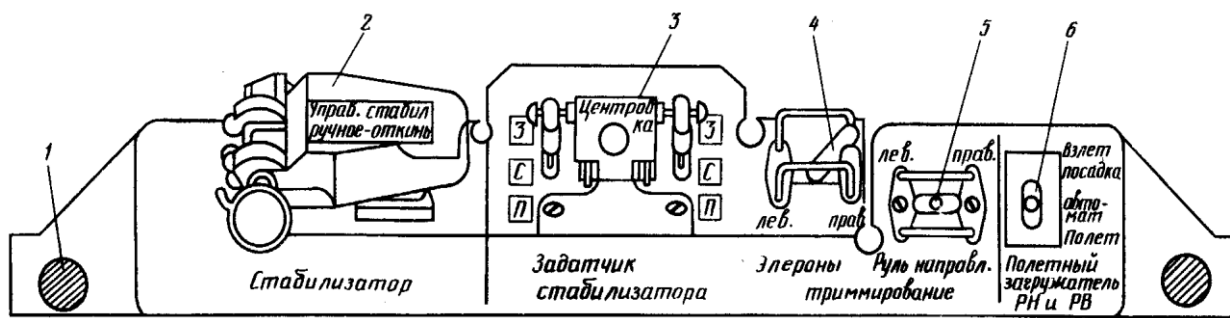
1. Электромеханизм МУС-ЗПТВ, состоящий из двух электродвигателей переменного тока, работающих на общий редуктор.
2. Две коробки защиты обрыва фаз КЗД-2-10А, расположенные у шп №65.
3. МКВ-40А для отключения МУС-ЗПТВ в крайних положениях.
4. Реле, контакторы, расположенные в РК стабилизатора, у шп №65.
5. Переключатель управления стабилизатором на верхнем электрощитке пилотов. Переключатель закрыт колпачком, имеющим два концевых выключателя.
6. Индикатор положения стабилизатора ИП-21-02 и зелёное табло "Стабилизатор включен", расположенные на средней приборной доске лётчиков.
6. Автоматы защиты: два АЗСГК-2 на левой панели АЗС, два АЗСГК-5 в хвостовой РК, два АЗЗК-10 в панелях генераторов.



- 1 — переключатель ручного управления стабилизатором с колпачком; 2 — механизм концевых выключателей системы управления закрылками; 3 — задатчик режимов работы управления стабилизатором; 4 — релейная коробка системы управления стабилизатором; 5 — механизм концевых выключателей системы управления закрылками; 6 — механизм концевых выключателей (правый по полету) системы управления стабилизатором; 7 — датчик положения стабилизатора; 8 — индикатор положения стабилизатора; 9 — механизм концевых выключателей (левый по полету) системы управления стабилизатором; 10 — электромеханизм управления стабилизатором; 11 — зеленое светосигнальное табло работы электромеханизма МУС-ЗПТВ (2-я серия); 12 — подъемник стабилизатора

Рис. 5.15. Блок-схема управления стабилизатором

Ручное управление стабилизатором производится при открытом колпачке ручного управления. При постановке переключателя на "Пикирование" стабилизатор встает в 0° . При постановке на "Кабрирование" на $-5,5^\circ$, по индикатору ИП-21-02 стабилизатор можно остановить в любом положении.



1 — микрофон; 2 — переключатель "Стабилизатор"; 3 — переключатель "Задатчик стабилизатора"; 4 — переключатель триммера элеронов; 5 — переключатель ПНГ-15К триммера РН; 6 — переключатель ЗППНТ-К режима работы загрузчиков

Рис. 5.16. Козырек средней приборной доски пилотов

Автоматическое управление стабилизатором происходит при закрытом положении колпачке управления стабилизатором. В автоматическом режиме при выпуске закрылков стабилизатор автоматически устанавливается во взлетное положение на угол -3° .

При периодическом техническом обслуживании самолета производится осмотр системы управления стабилизатором, проверяется работа системы управления стабилизатором, проверяется недоход системы управления стабилизатором до верхних и нижних упоров, проверяется техническое состояние электромагнитных муфт электромеханизма МУС-ЗПТВ с помощью пульта ПДГМ.

Проверка управления стабилизатором производится как для ручного управления стабилизатором, так и для совмещенного управления от одного и двух электродвигателей. Если механизм МУС-ЗПТВ не включился в работу необходимо проверить переключатель, электроцепи управления, механизм концевых выключателей, коробку защиты двигателей КЗД-3, контакторы включения электродвигателей, заменить МУС-ЗПТВ.

При проверке работы электромеханизма МУС-ЗПТВ контролируется по амперметру на щитке контроля энергетики переменного тока величина тока, потребляемого по каждой фазе от каждого электродвигателя отдельно. Величина тока должна быть не более 6,5А.

Контролируется время перекладки стабилизатора из одного крайнего положения в другое при работе одного электродвигателя, которое должно быть в пределах 45-55с.

Если в конце перекладки стабилизатора пробуксовывает фрикционная муфта (определяется по характерному шуму) необходимо отрегулировать спецключом кулачки МКВ-40А на взлетное и посадочное положение стабилизатора

Совмещенное управление закрылками, предкрылками и стабилизатором.

Переключатели ручного управление предкрылками и стабилизатором должны стоять в положении "Выключено" и закрыты колпачками.

Переключатель режимов управления закрылками - в положении "Автомат".

При установке закрылков от "0" в любой угол, предкрылки выпускаются полностью и стабилизатор переключается в положение -3° .

При постановке закрылков на "0", убираются закрылки, после этого убираются предкрылки и стабилизатор устанавливается в положение "0°". Для перекладки стабилизатора на угол больше чем -3° необходимо переключатель ручного управления поставить на "Кабрирование" при закрытом колпачке, но закрылки при этом должны быть отклонены более чем на 31° .

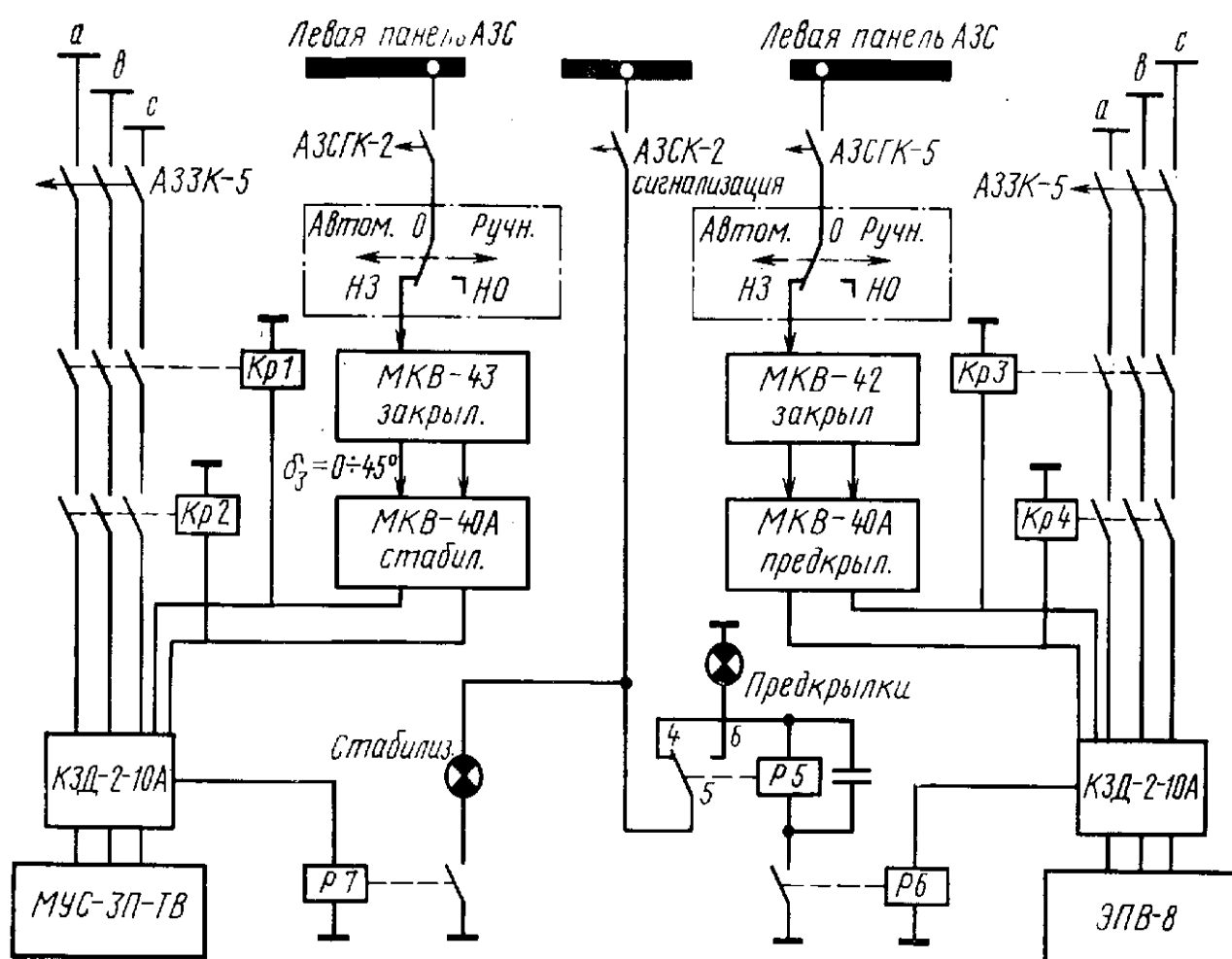


Рис. 5.17. Блок-схема совмещенного управления закрылками, стабилизатором и предкрылками

Проверка совмещенного управления закрылками, предкрылками и стабилизатором.

1. Включить выключатель "Питание" системы управления закрылками.
2. Установить переключатель режимов управления закрылками в положение "Автомат".
3. Убедиться, что выключатели ручного управления стабилизатором и предкрылками выключены и закрыты колпачками.
3. Установить рукоятку управления закрылками в положение 28° . При этом закрылки выпустятся на 28° . В процессе отклонения закрылков горят зелёные лампочки "1 канал", "2 канал", продолжительность выпуска закрылков — 14,5с. Предкрылки выпускаются полностью, во время выпуска мигает зелёная лампочка "Предкрылки", а в выпущенном положении лампочка горит. Время выпуска предкрылков равно 15с. Стабилизатор переложится из 0° на -3° . В процессе отклонения стабилизатора горит (мигает) зелёное табло "Стабилизатор включен". Время отклонения от 0° до -3° равно 15с.
5. Установить рукоятку управления закрылками в положение 45° и, не открывая колпачка, установить переключатель управления стабилизатором на "Кабрирование". При выпуске закрылков на 31° включается зелёное табло "Стабилизатор включен". Время выпуска закрылков с 28° до 45° не должно превышать 8,5 сек. Время перестановки стабилизатора от -3 до $-5,5^{\circ}$ — не более 12,5 сек.
6. Установить рукоятку управления закрылками на "0" и убедиться по указателям лампам и табло, что стабилизатор и закрылки перемещаются одновременно, а предкрылки начнут убираться после полной уборки закрылков. Время уборки закрылков равно 23 сек, предкрылков — 15 сек, стабилизатора — 27,5 сек.
7. Проконтролировать включение и выключение полётного загрузителя РВ при выпуске и уборке закрылков. При выпуске закрылков включается зелёное табло "Взлёт-посадка РВ", при уборке это табло выключится, а в процессе уборки закрылков мигает.
8. В случае несоответствия показаний прибора ИП-33-19В произвести регулировку датчика ДС-10, входящего в состав указателя положения стабилизатора указателя.
9. Для поканальной проверки исправности цепей коммутации и сигнализации управления стабилизатором необходимо поочерёдно выключая АЗСГК-2 "Стабилиз. мотор №1" и "Стабилиз. мотор №2", включить систему на перекладку стабилизатора.

Управление интерцепторами

Управление средними интерцепторами осуществляется гидравлическими рулевыми приводами РП-59 от первой гидросистемы. Максимальный угол отклонения — 45°. В диапазоне от 0° до 45° интерцепторы можно остановить на любом промежуточном угле.

В комплект системы управления средними интерцепторами входят: четыре рулевые гидравлические привода РП-59, электрогидрокран ГА-158, концевой выключатель А-812В, связанный с рукояткой управления, кнопка аварийного отключения крана на средней приборной доске, табло сигнализации открытия замка средних интерцепторов, реле, автоматы защиты.

Система управления средними интерцепторами предусматривает ручное управление от рукоятки управления и автоматический выпуск при пробеге на земле при обжати амортистоек основных опор шасси самолета и установки РУД-ов двигателей в положение «Малый газ» при скорости более 100 км/час или включении реверса тяги двигателей № 1 и 3. При выпуске интерцепторов на средней приборной доске пилотов загорается сигнальное табло «Замки интерцепторов открыты»

Для проверки работоспособности системы управления средними интерцепторами установить рукоятку на выпуск (на себя), срабатывает коммутация, подаётся давление к РП-59, замки открываются, интерцепторы выпускаются. Загораются табло "Замки интерцепторов открыты", "1 средние", "2 средние", расположенные на средней приборной доске. При постановке рукоятки на уборку - всё в обратной последовательности. На средней приборной доске есть кнопка аварийного отключения управления средними интерцепторами.

Управление внутренними интерцепторами может производиться от кнопки на рукоятке управления средними интерцепторами и автоматически при повороте рычага реверса двигателей №1 и №3 на угол 70°.

В комплект входят: электрогидрокран кран ГА-142, реле времени ЭМРВ-27, предназначенное для выдержки времени на дожатие замков внутренних интерцепторов при уборке, концевые выключатели, реле, два зелёных табло "Замки интерцепторов открыты внутренние", автоматы защиты.

При техническом обслуживании самолета производится: - осмотр цилиндра управления внутренними интерцепторами, тросов, гермовыводов, рулевого привода управления средними интерцепторами; - проверяется натяжение тросов управления средними интерцепторами; - с помощью динамометра проверяется усилие трения в системе управления средними интерцепторами; - проверяется работоспособность системы управления средними и внутренними интерцепторами; - проверяется функционирование автоматического выпуска средних интерцепторов; - проверяется блокировка выпуска средних и внутренних интерцепторов во взлетном режиме.

5.7. Эксплуатация системы кондиционирования воздуха

Система кондиционирования предназначена для создания микроклимата в кабинах. Для отбора воздуха от двигателей переключатели "Краны отбора воздуха двигателей № 1, 2, 3" включаются и электромеханизмы ЭПВ-150МТ открывают заслонки.

Краны наддува (агр. 4602) установлены в левой и правой магистралях. Управляются переключателями "Краны наддува", которые для открытия или закрытия нужно нажать и удерживать 11 сек. Электромеханизмы МПК-13А-5 (2 шт.) питаются напряжением 27В. Контроль расхода воздуха в левой и правой магистралях в условных единицах производится по указателям УРВ-1500К (2 шт.) со шкалой 0 - 1500 ед. Общий расход воздуха равен сумме. Одна условная единица равна примерно 300 кг/час. За каждым краном наддува установлен регулятор избыточного давления агр 4561 для поддержания постоянного давления 2,5 атм. При отказе регулятора и повышении давления свыше 5 атм срабатывает сигнализатор МСТ-5А (2 шт.) и краны наддува закрываются.

При запуске двигателей после установки главного выключателя на "Запуск" краны наддува блокируются и закрываются.

Вентиляция на малых высотах осуществляется от скоростного напора и включается переключателем "Вентиляц. напор"

Горячий воздух охлаждается в первичном ВВР до температуры 200°С.

Для предотвращения переохлаждения воздуха за первичным ВВР предусмотрена обводная линия с запорным краном агр 4602. Переключатель "Первичный ВВР" имеет три положения "Авт-Гор-Хол". В положении "Автомат" температура регулируется термореле 4463АТ-1. После кранов наддува горячий воздух подаётся по левой и правой магистралям к основным узлам охлаждения, где охлаждается до температуры +60°С. Каждый основной узел охлаждения состоит из ВВР, турбохолодильника и двух распределителей воздуха с электромеханизмами МПК-1.

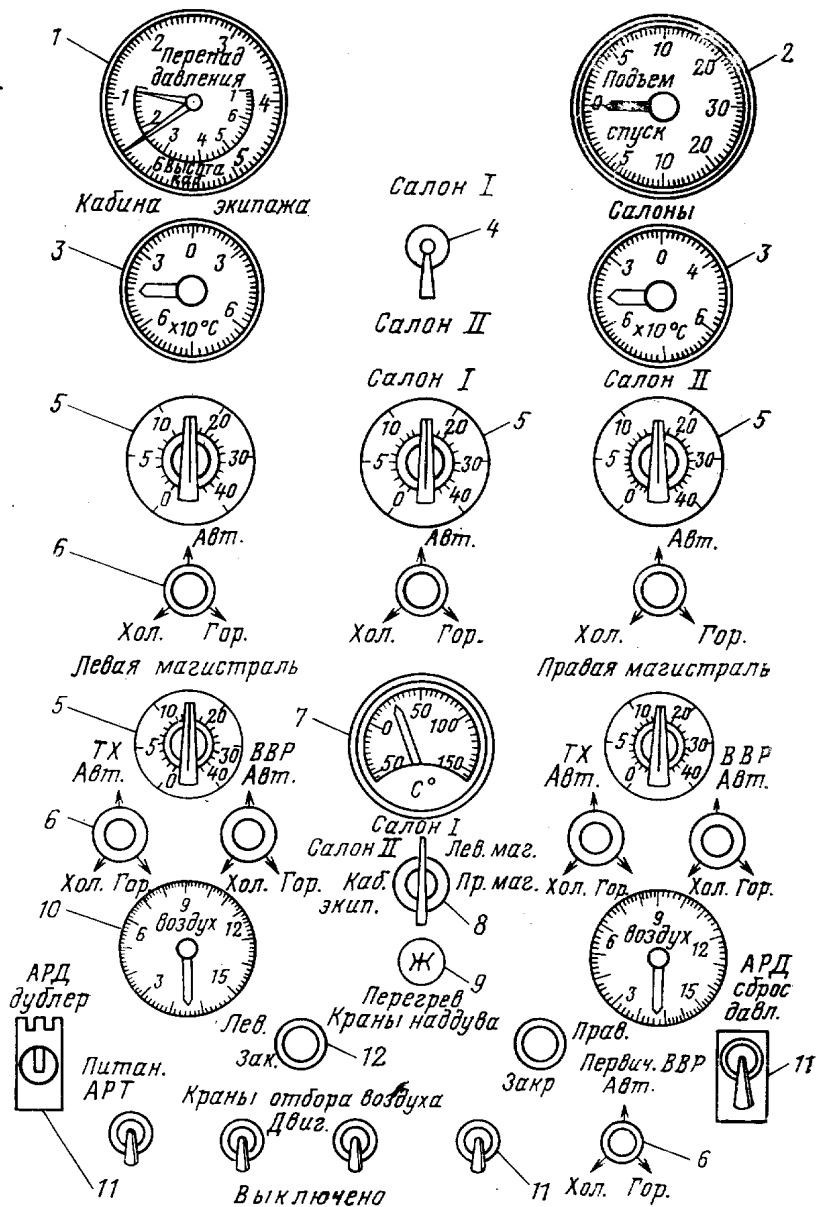
В полёте переключатели "ТХ" и "ВВР" устанавливаются в положение "АВТ" и температура воздуха устанавливается датчиками температуры агр 2400 для левой и правой магистрали и регулируется регулятором температуры АРТ-56-1 (2 шт.) от +8 до +40°С. Принцип работы АРТ основан на изменении сопротивления датчика от температуры воздуха в магистрали.

При ручной регулировке переключатели "ВВР" и "ТХ" устанавливаются в положение "ГОР" или "ХОЛ".

Контроль за температурой воздуха в трубопроводе системы кондиционирования ведется по указателю дистанционного термометра ТУЭ-48, установленному на панели кондиционирования. В комплект ТУЭ-48 входит указатель и пять приёмников П-1. Переключатель имеет положения: "Экип.", "Салон 1", "Салон 2", "Лев. маг.", "Прав. маг".

Контроль за температурой воздуха в пассажирских салонах и кабине экипажа осуществляется по указателям температуры "Кабина экипажа" и

The diagram shows two circular gauges. Gauge 1, on the left, is labeled '1' and has a scale with markings for 2, 3, and 4, with the text 'перепад давления' (pressure difference) below it. Gauge 2, on the right, is labeled '2' and has a scale with markings for 5, 10, and 20, with the text 'по объему' (by volume) below it.



- 1 — указатель высоты и перепада давления в кабине УВПД-5-0,8; 2 — вариометр ВАР-ЗОМК; 3 — указатель температуры ТВ-1; 4, 11 — переключатели ППГ-15К; 5 — задатчик температуры 2400; 6 — переключатель ППНГ6К; 7 — указатель температуры ТУЭ-48; 8 — переключатель 6П1Н-К1; 9 — сигнальная лампа СЛМ-61; 10 — указатель расхода воздуха УРВ-1500К

Рис. 5.18. Панель кондиционирования

Система регулирования давления в герметической кабине

На самолёте Ту-154Б установлено два регулятора давления 2077АТ (основной и дублирующий), и четыре выпускных клапана 4870 основного регулятора 2077. При отказе основного регулятора вручную включается дублирующий, для чего на панели кондиционирования установить в положение "АРД дублёр". При отказе двух выпускных клапанов оставшиеся обеспечат работу, но перенаддув может быть 0,68 атм. В случае разгерметизации

выпускные краны обеспечат поддержание давления 0,7атм, что соответствует высоте 3000м. Для быстрого сброса давления существует выключатель "Сброс давления". Контроль за работой СРД осуществляется по указателю УВПД-5-0,8.

При достижении перепада давления 0,7 атм., срабатывает сигнализатор давления СДУ-4А-0,7 — гудит сирена и горит лампа "Перенаддув" на электрощитке у бортинженера. Для проверки цепей рядом с лампой есть кнопка. При её нажатии звучит сирена и мигает табло.

Эксплуатация СКВ

При периодическом ТО производится: - внешний осмотр агрегатов, трубопроводов, электропроводки СКВ; - проверка работы кранов отбора воздуха, заслонок, командных агрегатов, выпускных клапанов, приборов контроля СКВ; замена агрегатов с ограниченным ресурсом; проверка герметичности магистрали системы САРД, трубопроводов и их стыков с агрегатами в пилонах и мотогондолах двигателей и технических отсеках. Проверяется техническое состояние воздухо-воздушных радиаторов - агр. 5307 и 4458Т, заслонок, обратных клапанов 3203Т, 4477 и 4672, компенсаторов. Проверяется время опускания тарелок выпускных клапанов, очищаются и промываются их седла, внешние поверхности и фильтры. Производится замена фильтроэлементов воздушных фильтров системы САРД, проверяется уровень масла в турбохолодильнике. Один раз в год производится замена масла в турбохолодильнике.

Проверяется работоспособность электромеханизмов: кранов отбора от двигателей, наддува кабин, в системе обогрева и вентиляции, управляемых обратных клапанов двигателей, заслонок выпускных клапанов. Проверяется внешнее состояние и надежность крепления приборов контроля работы СКВ.

Для проверки системы необходимо включить АЗС. Установить переключатели в положение "Хол" на время 50 сек до полного закрытия заслонок, после чего переключатель установить в положение "Авт", а задатчиком выбрать температуру летом +10°, а зимой +25°, включить питание АРД, после запуска ВСУ открыть краны наддува и следить за температурой и расходом воздуха.

Отказы и неисправности приборов контроля СКВ. Таблица 5.1.

Внешнее проявление	Причина неисправности	Тип отказавшего КИ
Указатель температуры салона №1 зашкаливает за максимум	Обрыв цепи датчика	П-9Т
Не правильные показания ТВ-1 салона №2	Механическое повреждение датчика	П-9Т
Термометр в салоне №1 постоянно показывает 60°	Отказ приемника температуры	П-9Т

Эксплуатация оборудования гидросистем и шасси

6.1. Гидравлическое оборудование

На самолете Ту-154 установлены три независимые гидросистемы.

I. Гидросистема выполняет следующие операции:

1. Основное управление уборкой и выпуском шасси.
2. Основное (стояночное) торможение.
3. Аварийное торможение.
4. Управление средними интерцепторами.
5. Управление внутренними интерцепторами.
6. Управление закрылками I канала.
7. Управление гидропитанием первого канала бустерного управления самолетом (рулевых приводов РП и рулевых агрегатов управления РВ, РН, элеронами и элерон-интерцепторами).

II. Гидросистема выполняет следующие операции:

1. Управление поворотом колес передней ноги.
2. Аварийный выпуск шасси.
3. Управление закрылками II канала.
4. Управление гидропитанием второго канала бустерного управления.

III. Гидросистема выполняет следующие операции.

1. Дублирующий аварийный выпуск шасси.
2. Управление гидропитанием третьего канала бустерного управления.

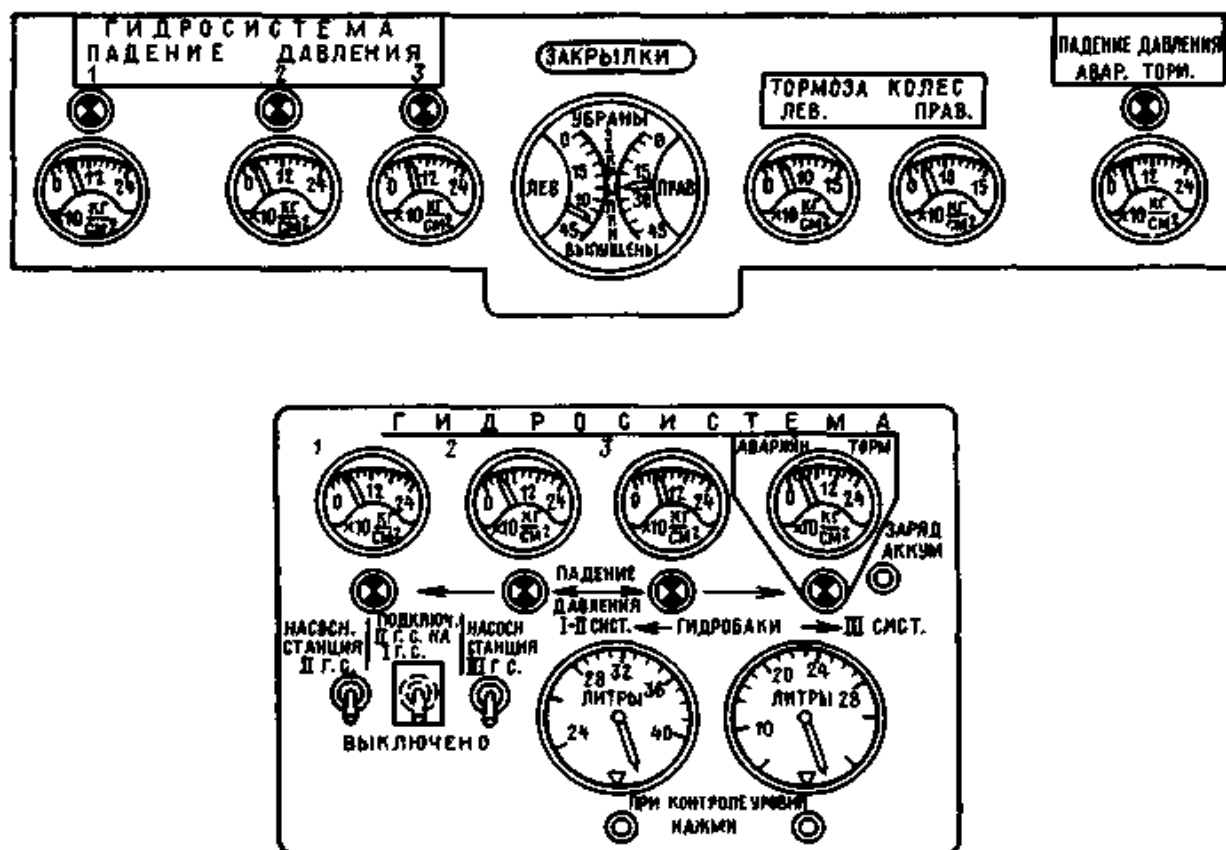
Приборы контроля и элементы управления гидросистемами размещены на пульте бортинженера и на верхнем электрощитке пилотов.

При технической эксплуатации гидросистем самолета производится периодическая замена гидравлических фильтров, проверка чистоты гидравлической жидкости, проверка работы гидронасосов, дозаправка гидросистемы гидравлической жидкостью и дозарядка азотом системы наддува гидробаков, производится проверка приборов контроля работы гидросистемы.

Обслуживание гидросистемы выполняется специалистами по эксплуатации планера и двигателей.

Включение насосных станций гидросистем при отработке АБСУ и других систем самолета производится только по разрешению специалиста, который обсуживает гидросистему. При этом строго нормируется время работы насосной станции, контролируется по приборам количество АМГ-10, давление в гидросистеме и системе наддува гидробаков, а также потребляемый насосной станцией электрический ток. Включение насосных станций без наддува гидробаков запрещается - это может привести к выходу из строя насосных станций и появлению стружки в гидросистеме. Поэтому некоторыми знаниями

гидросистемы, которые приведены ниже, необходимо владеть и специалистам по эксплуатации АиРЭО.



а — верхний электрощиток пилотов; б — пульт бортинженера
Рис. 6.1. Панели контроля и управления гидросистемой

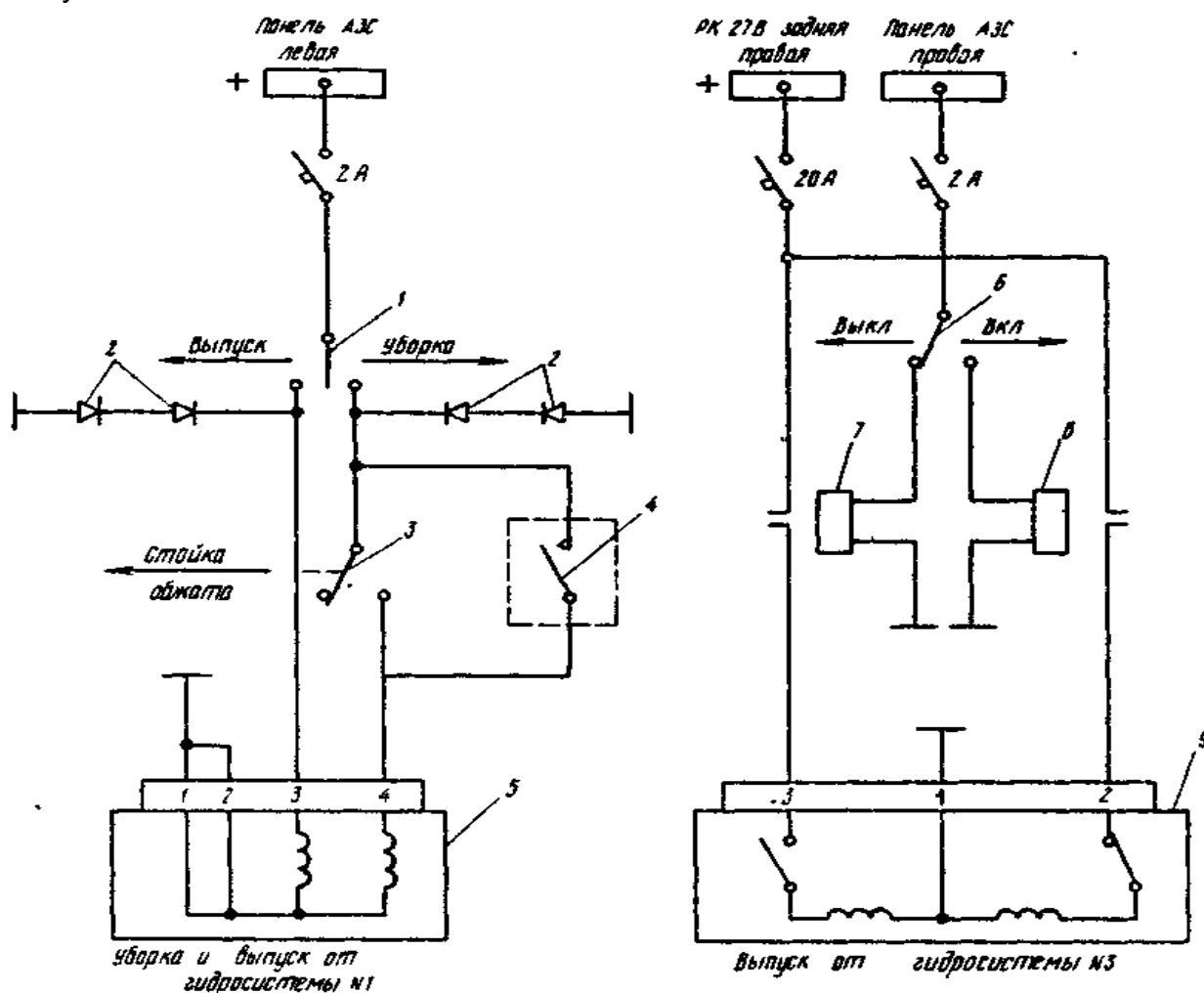
При включении насосной станции контролируется потребляемый ток и ограничивается время работы насосной станции.

Контроль за величиной давления в гидросистеме производится по манометрам ДИМ-150 с указателями УИ1-150 на электрощитке.

При технической эксплуатации приборов контроля давления в системе торможения производится внешний осмотр указателей и датчиков и поверка их работоспособности. Периодическое снятие приборов на проверку в лабораторию АиРЭО не предусмотрено. Замена приборов производится только при устранении неисправностей.

6.2. Управление уборкой и выпуском шасси

Основное управление шасси производится от I гидросистемы. Уборка и выпуск основных опор и передней опоры шасси производятся одновременно с помощью электрогидравлического крана управления уборкой и выпуском шасси от I гидросистемы КЭ47 (5), рис. 6.2. Управление краном (5) осуществляется переключателем ППНГ-15К (1) с рукояткой особой формы, расположенным на верхнем электрощите пилотов. При установке переключателя (1) в положение "Уборка" кран (5) дает давление на уборку шасси. При установке переключателя (1) в положение "Выпуск" кран (5) дает давление на выпуск шасси.



1. Переключатель ППНГ-15К управления уборкой и выпуском шасси;
2. Диод Д237Б;
3. КОНЦЕВОЙ выключатель АМ-800К блокировки уборки шасси на земле;
4. Выключатель ВНГ-15К разблокировки системы уборки и выпуска шасси;
5. Гидравлический кран КЭ-47 управления уборкой и выпуском шасси от гидросистемы № 1;
6. Переключатель ППГ-15К управления выпуском шасси от гидросистемы № 3;
7. Контактор ТКД2010ДГ выключения крана выпуска шасси от гидросистемы № 3;
8. Контактор ТКД2010ДГ включения крана выпуска шасси от гидросистемы № 3;
9. Гидравлический кран ГА-165 выпуска шасси от гидросистемы № 3.

Рис. 6.2. Электрическая принципиальная схема управления уборкой и выпуском шасси

Для предотвращения возможности уборки шасси на стоянке, электроцепь управления уборкой шасси заблокирована концевым выключателем АМ-800К (3), установленным на шлиц-шарнире правой основной опоры шасси, который замыкает свои контакты только после отделения самолета от земли. Принудительная разблокировка уборки шасси в воздухе при "залипании" концевого выключателя осуществляется нажимным выключателем ВНГ-15К (4) расположенным на верхнем электрощитке пилотов.

Для уменьшения обгорания контактов переключателя (1) от экстратоков, возникающих при их размыкании, контакты переключателя зашунтированы диодами (2), установленными в верхнем электрощитке пилотов.

Аварийный выпуск шасси производится от II гидросистемы гидравлическим краном аварийного выпуска с механическим приводом от рукоятки на правом пульте. Рукоятка в исходном положении законтрена и опломбирована. При аварийном выпуске шасси от II гидросистемы рукоятку основного управления необходимо поставить в нейтральное положение и вытянуть рукоятку «Шасси аварийный выпуск» вверх до упора.

Контроль за выпуском шасси производится по загоранию зеленых ламп сигнализации положения шасси. Если лампы не загорелись, то необходимо повторить выпуск шасси, предварительно возвратив рукоятку в нижнее положение. Створки передней опоры при аварийном выпуске механически открываются и закрываются. Створки основной опоры при аварийном выпуске остаются открытыми. Чтобы закрылись створки основной опоры шасси необходимо установить рукоятку «Шасси аварийный выпуск» в нейтральное положение, проверить давление в I гидросистеме и при нормальном давлении в системе повторить выпуск от I гидросистемы.

При отказе I и II гидросистем производят дублирующий аварийный выпуск шасси от III гидросистемы гидравлическим краном ГА-165 (9). Управление краном (9) осуществляется отдельным переключателем ППГ-15К (6), включающим или выключающим контакторы ТКД-2010ДГ (7 и 8), через которые подается электропитание на включение или выключение крана (9).

После загорания зеленых ламп необходимо выдержать систему под давлением 210 кгс/см^2 в течение 20—25 с и переключатель выключить. Рукоятка основного управления должна быть в нейтральном положении, а аварийного выпуска — в нижнем положении. Если при аварийном выпуске шасси давление во II гидросистеме упало до «0», то выпуск шасси от III гидросистемы запрещен. При аварийном выпуске шасси от III гидросистемы створки гондол основных опор остаются открытыми.

При технической эксплуатации шасси производится внешний осмотр и замена изношенных и отработавших ресурс агрегатов шасси, периодическая дозарядка и дозаправка агрегатов шасси, проверка работы агрегатов шасси и приборов контроля, в том числе с применением контрольного выпуска и уборки шасси от разных гидросистем.

Осматривается электропроводка, экранирующие трубки и концевые выключатели управления и сигнализация шасси на передней и основных опорах

шасси. Проверяется работоспособность концевых выключателей сигнализации положения опор самолета при уборке и выпуске шасси .

При отказе системы сигнализации положения шасси производят замену концевых выключателей шасси.

Необходимо знать, что концевые выключатели шасси работают в сложных условиях знакопеременных нагрузок и неблагоприятных внешних факторах – загрязнения, попадания воды и снега. Поэтому технической эксплуатацией предусмотрен внешний осмотр КВ и удаление загрязнений, воды и снега после каждой посадки самолета.

Электрическая проводка концевых выключателей шасси подвержена воздействию изгибающих моментов при выпуске и уборке шасси, должна поддерживаться с требуемыми монтажными зазорами и обеспечивать отсутствие натяжений при выпуске и уборке шасси. Ни в коем случае не допускается соединение проводки шасси индивидуальными разъемами, а тем более, скруткой. В случае неисправности электропроводка шасси подлежит замене от разъема до разъема.

Категорически не допускается проверка исправности электропроводки агрегатов шасси путем ее прокола – это приводит к появлению коррозионных повреждений электропроводки, отказам и неисправностям таких жизненно важных систем как шасси.

6.3. Управление поворотом колес передней опоры

Система управления поворотом колес питается от II гидросистемы и служит для улучшения маневренности самолета на земле, управляемости самолета на разбеге и пробеге и для демпфирования колебаний передней опоры. Управление производится только от педалей и действует совместно с отклонением РН.

Для управления режимами работы системы на верхнем электрощитке пилотов установлены выключатель «Разворот колеса» и переключатель «8°» и «55°».

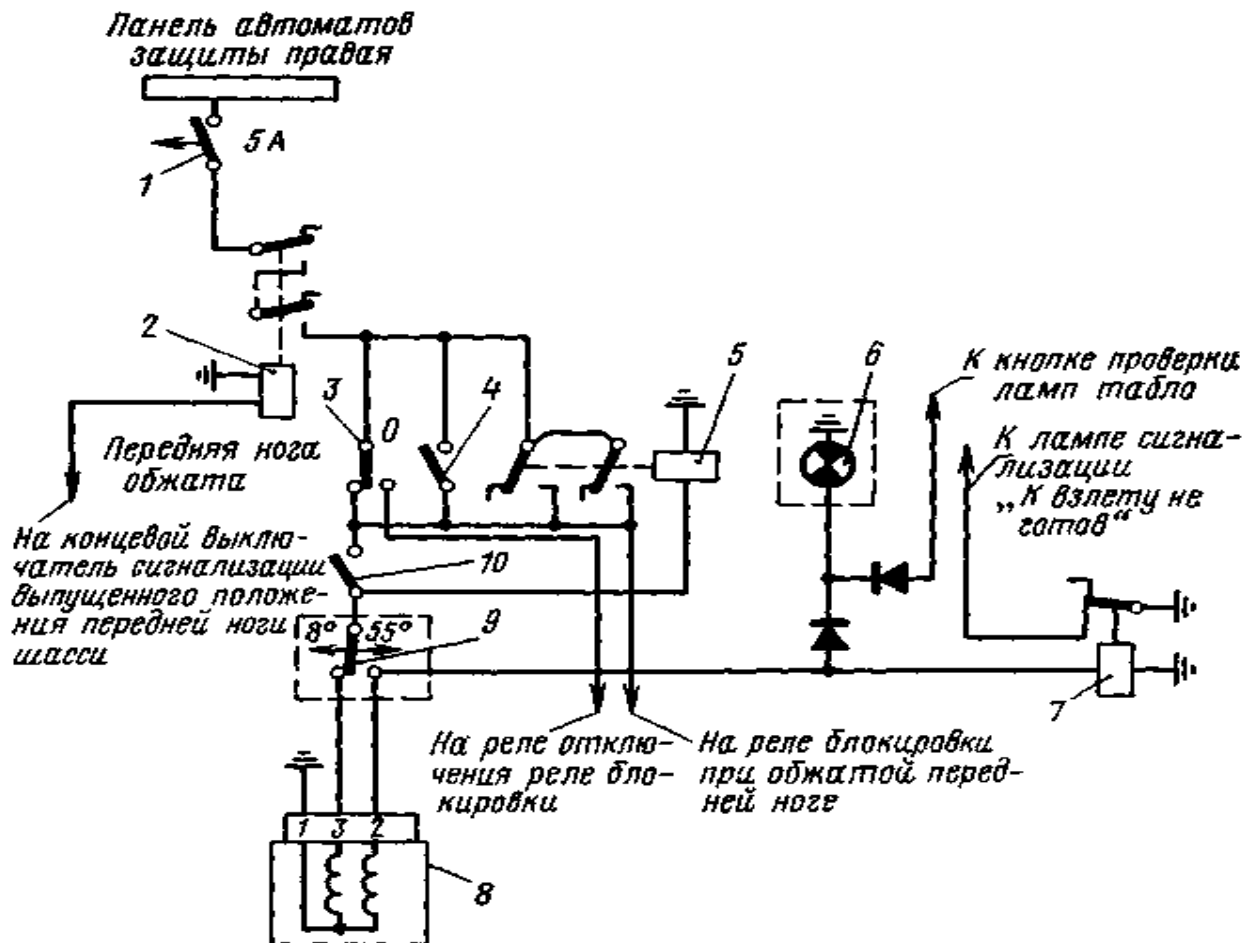
Система управления имеет три режима работы:

1 - Режим руления. При полном отклонении педалей колеса поворачиваются на $\pm 55^\circ$. На этом режиме горит красное табло «К взлету не готов» и зеленое табло «Разворот 55°» на верхнем щитке бортинженера.

2 - Режим взлетно-посадочный. При полном отклонении педалей колеса поворачиваются на $\pm 8^\circ$. Этот режим получается при положении переключателя режимов на «8°» и автоматически при посадке концевым выключателем шлиц-шарнира передней опоры (при включенном основном выключателе). При этом колеса согласуются с положением педалей.

3 - Режим свободного ориентирования (колеса и педали имеют независимое движение). Этот режим получается при выключенном выключателе «Разворот колеса» (стоянка, буксировка) и автоматически при падении давления во II гидросистеме и при обесточивании бортсети или автоматически при уборке

передней ноги концевым выключателем механизма распора передней ноги через реле 2 (рис. 6.4), при этом колеса с помощью ориентира устанавливаются в нейтральное положение. При включенной системе концевой выключатель 3 блокируется с помощью реле 5 для исключения кратковременных выключений системы (крана ГА-163) при продольной раскачке самолета. При наземной проверке системы на вывешенном самолете для снятия блокировки концевым выключателем шлиц-шарнира установлен выключатель 4 «Разворот колеса» над правой панелью АЗС.



1 — автомат защиты; 2 — реле блокировки системы при убранном шасси; 3 — концевой выключатель АМ-800К обжатия передней ноги; 4 — выключатель снятия блокировки при не обжатой стойке; 5 — реле блокировки концевого выключателя; 6 — зеленое табло сигнализации «Разворот 55°»; 7 — реле сигнализации «К взлету не готов»; 8 — электрокран ГА-163; 9 — переключатель режимов «8°» и «55°»; 10 — выключатель системы

Рис. 6.3. Электросхема управления поворотом колес передней опоры шасси

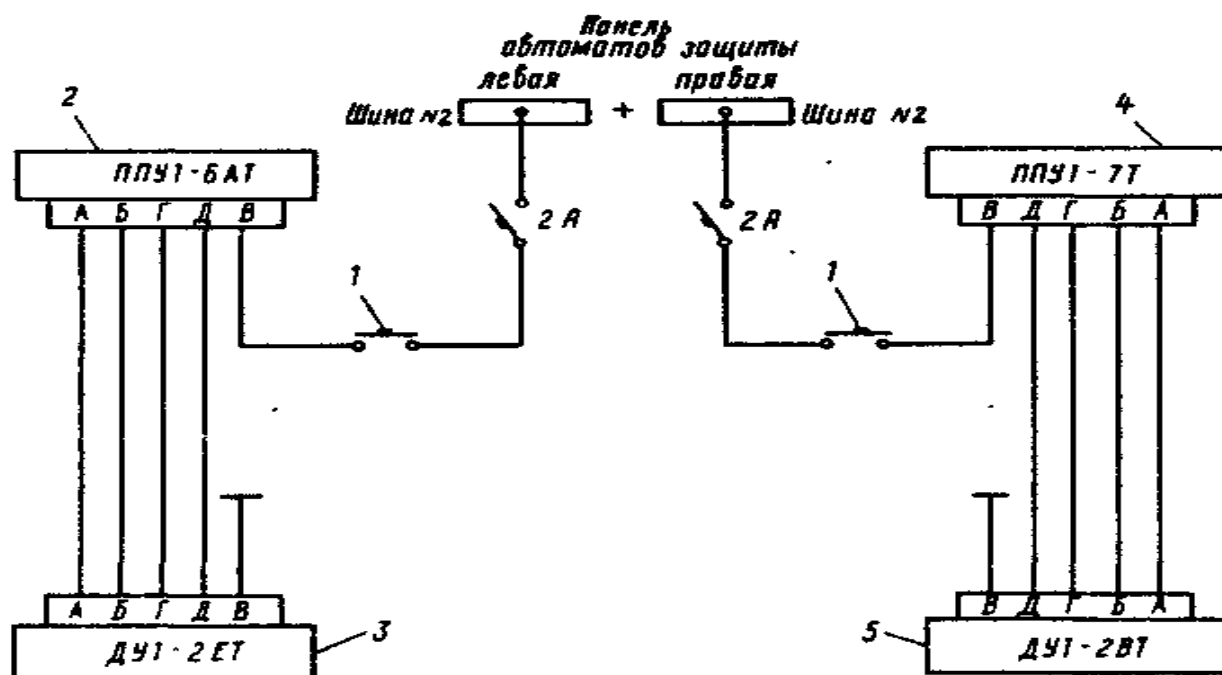
При периодическом техническом обслуживании самолета производится внешний осмотр и проверка системы управления поворотом колес, замена изношенного и отработавшего ресурс оборудования. Надежность РДЦ не достаточно высокая, поэтому в эксплуатации имеет место неисправность РДЦ выражающаяся в замедленной работе системы управления разворотом передних колес.

6.4. Приборы измерения количества жидкости в гидросистеме

Для контроля количества жидкости в гидробаках гидравлических систем самолета установлены два комплекта дистанционных уровнемеров:

- УМПМ1-5АТ — для контроля уровня в баке гидросистем № 1 – 2; состоит из датчика ДУ1-2ЕТ, установленного на гидробаке гидросистем №1-2, и указателя ППУ1-6АТ, установленного на гидропанели бортинженера.

- УМПМ1-6Т — для контроля уровня в баке гидросистемы № 3; состоит из датчика ДУ1-2ВТ, установленного на гидробаке гидросистемы № 3, и указателя ППУ1-7Т, установленного на гидропанели бортинженера.



1. Кнопка КНР включения уровнемера; 2. Указатель уровнемера гидросистем № 1 - 2;
3. Датчик уровнемера гидросистем № 1 – 2; 4. Указатель уровнемера гидросистемы № 3;
5. Датчик уровнемера гидросистемы № 3

Рис. 6.4. Электросхема питания уровнемеров

Питание уровнемеров осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27В. Включение уровнемеров осуществляется нажатием кнопки (1) ПРИ КОНТРОЛЕ УРОВНЕЙ НАЖАТЬ, установленные на гидропанели пульта бортинженера.

При необходимости проверки количества жидкости в гидробаке нажимается соответствующая кнопка (1). При этом с датчика (3) или (5) поступает сигнал на указатель (2) или (4), который показывает количество жидкости в литрах в данном гидробаке.

Эксплуатация приборов контроля работы гидросистемы производится по состоянию.

При периодическом техническом обслуживании самолета производится

внешний осмотр и проверка работоспособности приборов контроля работы гидросистемы, убеждаются в правильных положении стрелок приборов.

При оперативном техническом обслуживании производится удаление загрязнения стекол приборов, убеждаются в правильности положения стрелок приборов и устранение неисправностей в приборах измерения количества жидкости в гидравлической системе.

Отыскание и устранение неисправностей в приборах измерения количества жидкости в гидравлической системе дано в таблице № 6.1.

Отказы и неисправности приборов контроля количества жидкости. Таблица 6.1

Проявление неисправности	Возможная причина	Выявление неисправного элемента	Устранение неисправности
1. При нажатии на кнопку проверки уровня жидкости в гидросистеме стрелка показывающего прибора не отклоняется	Отказ датчика или указателя	Проверкой комплекта в лаборатории	Неисправный комплект замените
2. Разность показаний дистанционного и визуального уровнемеров превышает норму	Отказ датчика или указателя	Проверкой комплекта в лаборатории	Неисправный комплект замените

6.5. Приборы для измерения давления в гидросистеме

Для измерения давления в гидросистемах № 1, 2 и 3 и в системе аварийного торможения в полете установлены четыре комплекта дистанционных манометров ДИМ-240, состоящих из датчиков ИД-240 и двух указателей И1П-240Б.

Для измерения давления в системе основного торможения установлены два комплекта дистанционных манометров ДИМ-150 - по одному для каждой тележки основных опор самолета. В состав дистанционного манометра ДИМ-150 входят: датчик ИД-150; указатель И1П-150Б.

Питание дистанционных манометров (см. рис. 6.6) осуществляется напряжением 36В 400Гц с шин ПТС-250 № 1 из правой РК ~ 36В через предохранители ПМ-2.

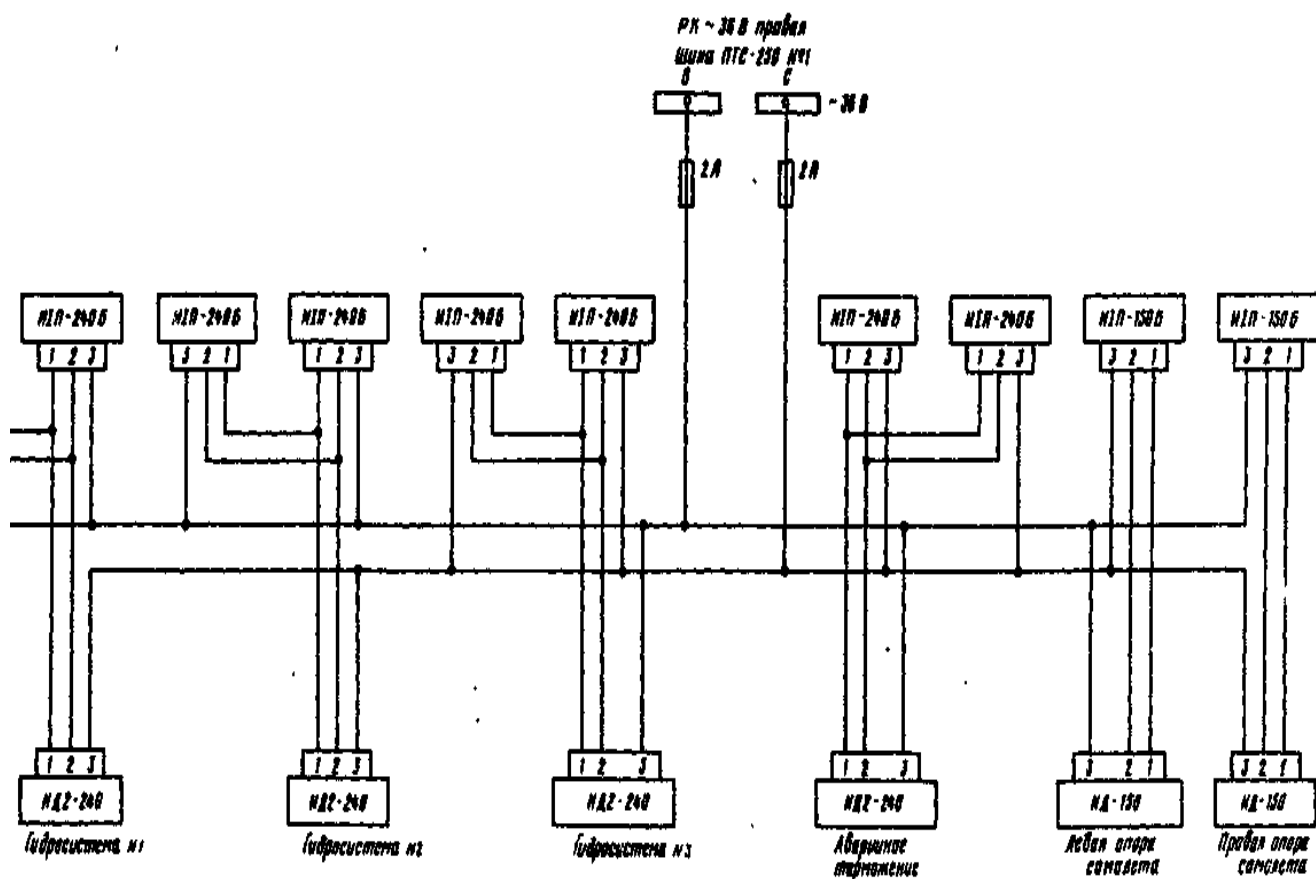


Рис. 6.5. Электросхема питания дистанционных манометров

Для измерения давления на земле при различных работах установлены недистанционные манометры:

1) три манометра НТМ-400 — для замера давления в магистралях нагнетания гидросистем № 1, 2 и 3;

2) два манометра МА-40 — для измерения давления в воздушных баллонах системы наддува и дренажа гидробаков гидросистем № 1 - 2 и 3;

3) два манометра МА-4 — для измерения давления в гидробаках и дренажных баках гидросистем № 1 - 2 и 3.

В целях предотвращения колебания стрелок указателей недистанционные манометры подсоединяются к магистрали через дроссели, а датчики дистанционных манометров снабжены встроенными дросселями.

При изменении давления в магистрали, к которой подсоединен недистанционный манометр, его стрелка устанавливается на делении шкалы, соответствующем давлению в магистрали.

Техническая эксплуатация приборов измерения давления в гидросистеме осуществляется по состоянию. При ТО производится внешний осмотр указателей и датчиков. Снятие для проверки приборов измерения давления на соответствие НТП в гидросистеме регламентом не предусмотрено. Работа по замене приборов измерения давления в гидросистеме производится только при поиске и устранении неисправностей.

ОТЫСКАНИЕ И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В ПРИБОРАХ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Отыскание и устранение неисправностей в приборах измерения давления гидросистемы даны в таблице № 6.2.

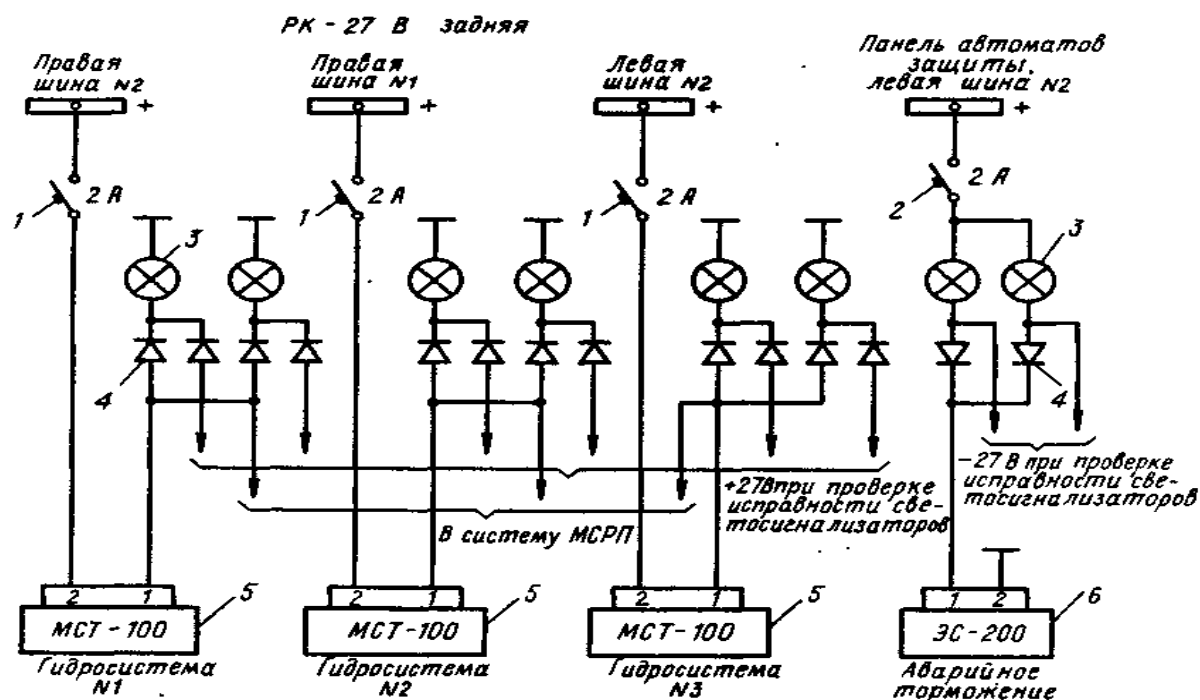
Отказы и неисправности приборов измерения давления. Таблица № 6.2.

Проявление неисправности	Возможная причина	Выявление неисправного элемента	Устранение неисправности
1. Один из двух указателей И1П-240Б не показывает давление	Отказ указателя	Проверкой комплекта в лаборатории	Неисправный указатель замените
2. Оба указателя И1П-240Б одного комплект не показывают давление	(1) Отказ датчика. (2) Отказ обоих указателей.	Проверкой комплекта в лаборатории	Неисправный комплект замените
3. Указатель И1П-150Б из комплекта ДИМ-150 не показывает давление	(1) Отказ датчика. (2) Отказ указателя	Проверкой комплекта в лаборатории	Неисправный комплект замените

6.6. Система сигнализации падения давления в гидросистеме

Для сигнализации о падении давления в гидросистемах № 1, 2 и 3 ниже 100 ± 5 кгс/см² используется сигнализатор давления МСТ-100. Для сигнализации падения давления в гидросистемах аварийного торможения ниже 190 ± 10 кгс/см² применяется сигнализатор ЭС-200. Сигнализация производится загоранием лампы в светосигнализаторе на левой приборной доске пилотов и на гидропанели бортинженера рядом с соответствующими указателями дистанционных манометров. Питание системы осуществляется от сети постоянного тока 27В.

Электросхемой предусмотрена проверка исправности светосигнализаторов.



- | | |
|---|---|
| 1. Автомат защиты АЗСГК-2
питания сигнализаторов
давления | 3. Светосигнализатор падения
давления гидросистемы |
| 2. Автомат защиты АЗСГК-2
питания уровнемеров | 4. Диод Д237Б |
| | 5. Сигнализатор давления МСТ-100 |
| | 6. Сигнализатор давления ЭС-200 |

Рис. 6.6. Электросхема питания сигнализаторов давления

Техническая эксплуатация сигнализаторов падения давления в гидросистеме осуществляется по состоянию. При ТО производится внешний осмотр датчиков. Снятие на проверку сигнализаторов падения давления в гидросистеме РТО не предусмотрено. Работа по замене сигнализаторов падения давления в гидросистеме производится только при поиске и устранении неисправностей.

6.7. Система охлаждения тормозов колес основных опор

Система охлаждения предназначена для охлаждения тормозов колес основных опор после пробега самолета при посадке. Охлаждение тормоза колес осуществляется путем обдува его воздухом при вращении осевой крыльчатки электровентилятора.

Система имеет светосигнальное табло «ЗАПУСТИ ВСУ» на панели энергоузла и запуска ВСУ для сигнализации о необходимости включения ВСУ при обесточенной бортовой электросети.

Электропитание вентиляторов осуществляется от бортсети переменного трехфазного тока напряжением 200В 400Гц. Электропитание цепей управления включением вентиляторов осуществляется от бортсети постоянного тока напряжением +27В.

При оперативном и периодическом техническом обслуживании самолета проверяется исправность системы охлаждения тормозов колес основных опор шасси следующим образом: при включении выключателя ВЕНТИЛ. ШАССИ на дополнительном электрощитке бортинженера должно загореться табло ЗАПУСТИ ВСУ на панели энергоузла и запуска ВСУ и включиться вентиляторы МТ-0,18С колес основных опор. Необходимо убедиться по выходу продуваемого воздуха наружу, что электровентиляторы каждого колеса работают.

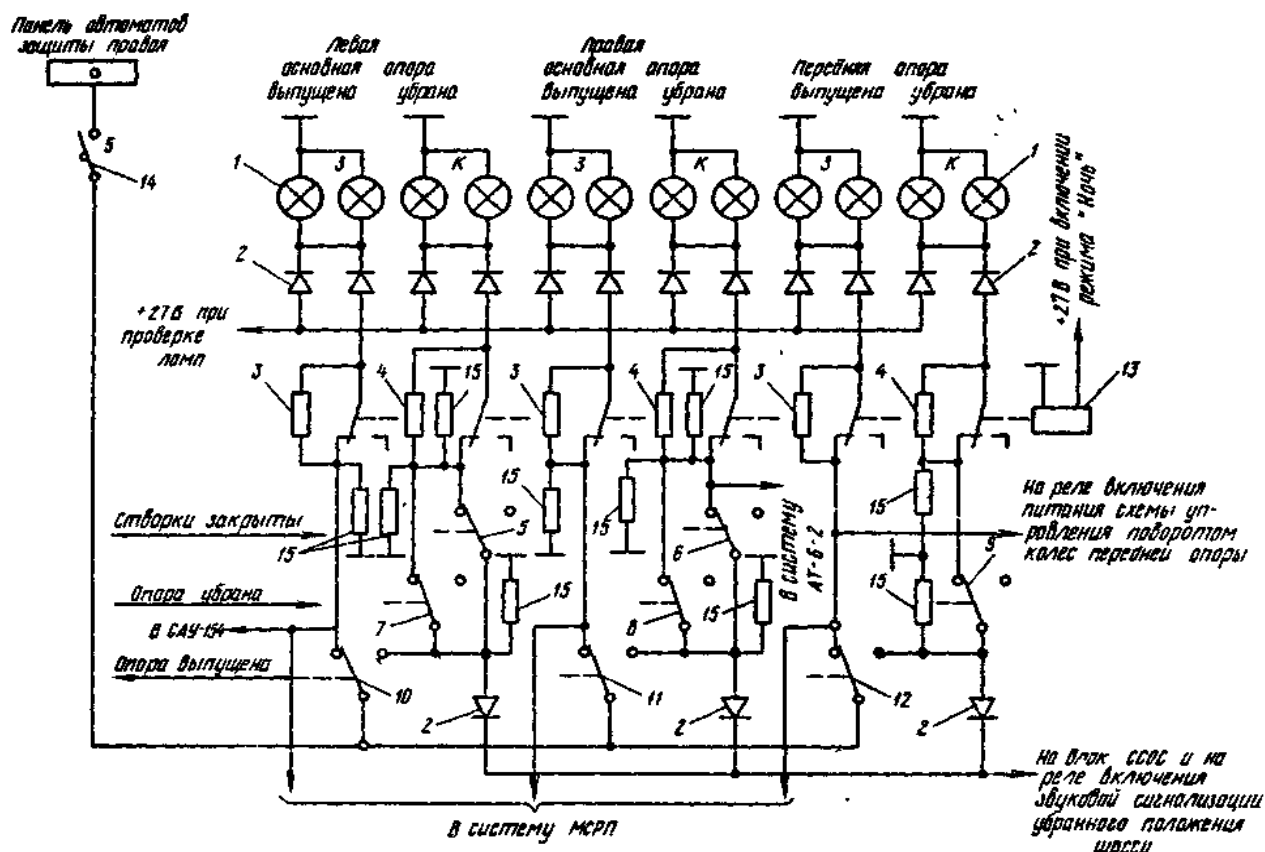
При замене колес шасси производится перемонтаж крыльчатки вентилятора обдува на вновь установленное колесо со снятого.

Какая то либо смазка и разборка вентилятора руководством по технической эксплуатации не предусмотрена. Отказы в системе охлаждения тормозов основных опор шасси связана с заклиниванием вентилятора обдува и выбиванием АЗС сети электропитания вентиляторов. В случае неисправности вентилятор обдува необходимо заменить.

Необходимо знать, что вентилятор обдува питается от сети переменного тока 200В 400Гц и для вентиляции тормозов шасси на земле должен быть включен аэродромный источник электропитания самолета или запущена и подключена на бортсеть ВСУ.

6.8. Сигнализаторы положения шасси и створок

Световая сигнализация осуществляется включением соответствующих ламп световых табло на приборе ПСС-2МК концевыми выключателями шасси. Сигнализаторы информируют о положениях опор и створок шасси.



1. Табло ТС-5- сигнализации положения шасси

2. Диод Д237Б

3. Резистор ОМЛТ-2-300 Ом

4. Резистор ОМЛТ-2-200 Ом

5. Концевой выключатель АМ-800К сигнализации закрытия створок левой опоры

Концевой выключатель АМ-800К сигнализации закрытия створок правой опоры

6. Концевой выключатель АМ-800К сигнализации убранного положения левой опоры

7. Концевой выключатель АМ-800К сигнализации убранного положения правой опоры

9. Концевой выключатель АМ800К сигнализации убранного положения передней опоры

10. Концевой выключатель АМ-800К сигнализации выпущенного положения левой опоры

11. Концевой выключатель АМ-800К сигнализации выпущенного положения правой опоры

12. Концевой выключатель АМ-800К сигнализации выпущенного положения передней опоры

13. Реле РЭС-39 включения режима "День-Ночь"

14. Автомат защиты АЗСГК-5 цепей сигнализации

15. Резистор ОМЛТ-2-130 Ом

Рис. 6.7. Электросхема сигнализация положения шасси

Табло расположены на средней приборной доске пилотов и над верхним щитком бортинженера. Зеленое табло горит при фиксации опор в выпущенном

положении и при закрытии створок. Красное табло промежуточного положения шасси горит в процессе выпуска или уборки шасси.

Питание к лампам табло подается с правой панели АЗС через АЗСГК-5 СИГНАЛИЗАЦИЯ и с левой панели АЗС через АЗСГК СИГНАЛИЗАЦИЯ ШАССИ

Звуковая сигнализация о не выпуске опор шасси при заходе на посадку подается непрерывным звучанием сирены.

Концевые выключатели установлены:

- 1) на механизме распора и замке убранного положения передней опоры;
- 2) на подкосах-цилиндрах, замках убранного положения, исполнительных приводах механизмов управления задними створками основных опор.

Концевые выключатели закреплены на кронштейнах агрегатов болтами и гайками. Под головки болтов установлены пружинные шайбы для предохранения от повреждений корпуса концевого выключателя при затяжке болтов.

Нажатие штоков концевых выключателей осуществляется торцами винтов, ввернутых в качалки механических приводов, и регулируется ввертыванием (вывертыванием) винтов. Винты затянуты гайками, законтрены проволокой и опломбированы.

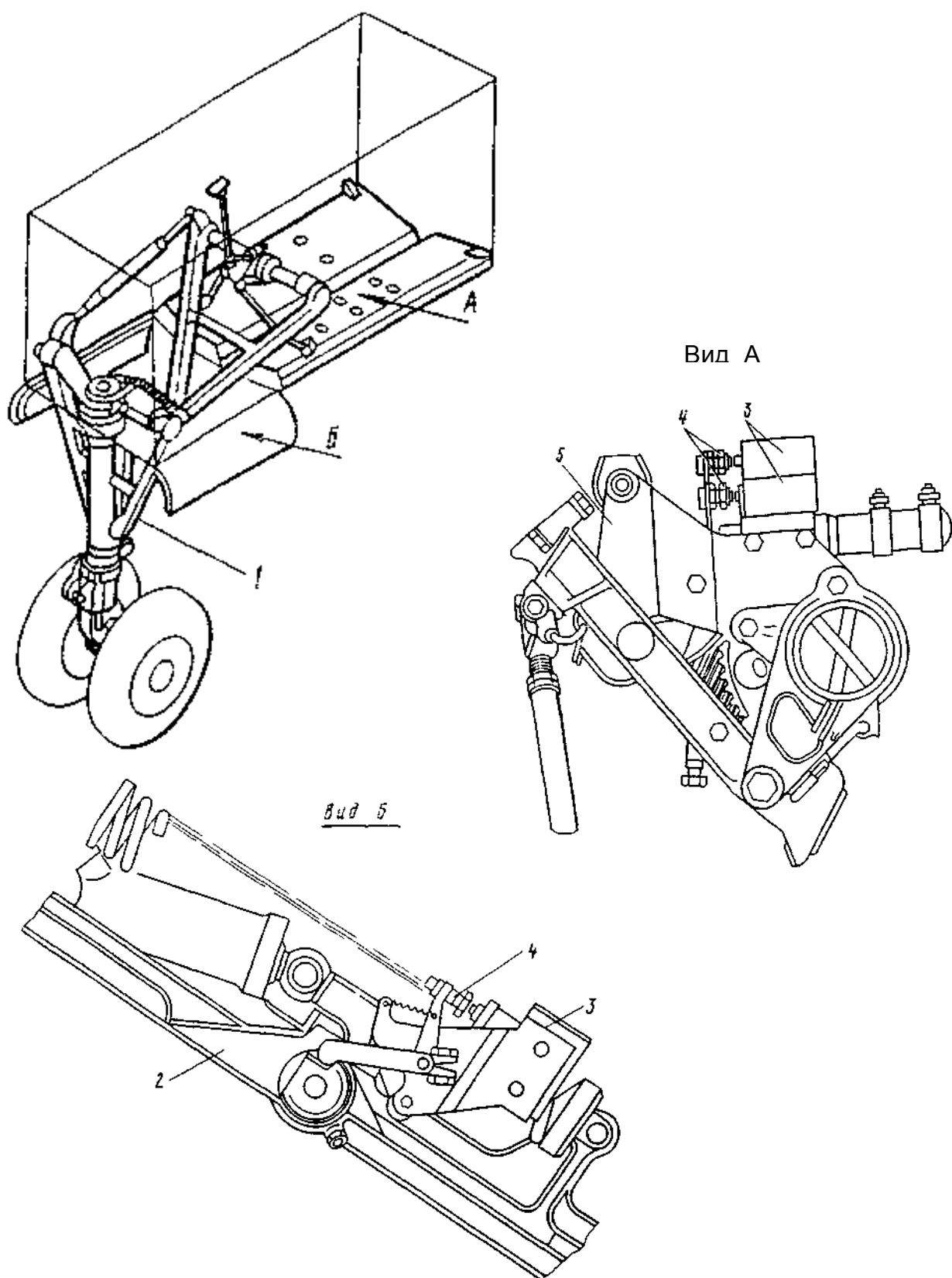
Проверка исправности ламп сигнализации положения опор шасси производится путем кнопки на приборе ПСС-2МК. При нажатии кнопки "плюс" подается в цепи всех ламп сигнализации положения опор шасси, лампы должны загораться.

Звуковая сигнализация о невыпуске опор шасси при посадке подается непрерывным звучанием сирены. Сирена включается, если хотя бы одна из опор шасси не встала на замок выпущенного положения, а подана команда на выпуск закрылков, или скорость самолета достигла 320 км/ч сработало реле давления ИКДРДФ-0,06-0,05-0 и включается световое табло 14 "Выпусти шасси", на ППС-2МК.

Проверка работы сигнализаторов положения опор и створок производится при контрольном выпуске и уборке шасси. При выпущенном положении опор шасси горят три табло зеленого цвета, не горят три табло красного цвета (на средней приборной доске пилотов и на щитке сигнализации положения шасси бортинженера). В начале уборки шасси гаснут табло зеленого цвета выпущенного положения шасси и загорают табло красного цвета, а в конце выпуска в момент фиксации опор гаснут табло красного цвета и загораются табло зеленого цвета.

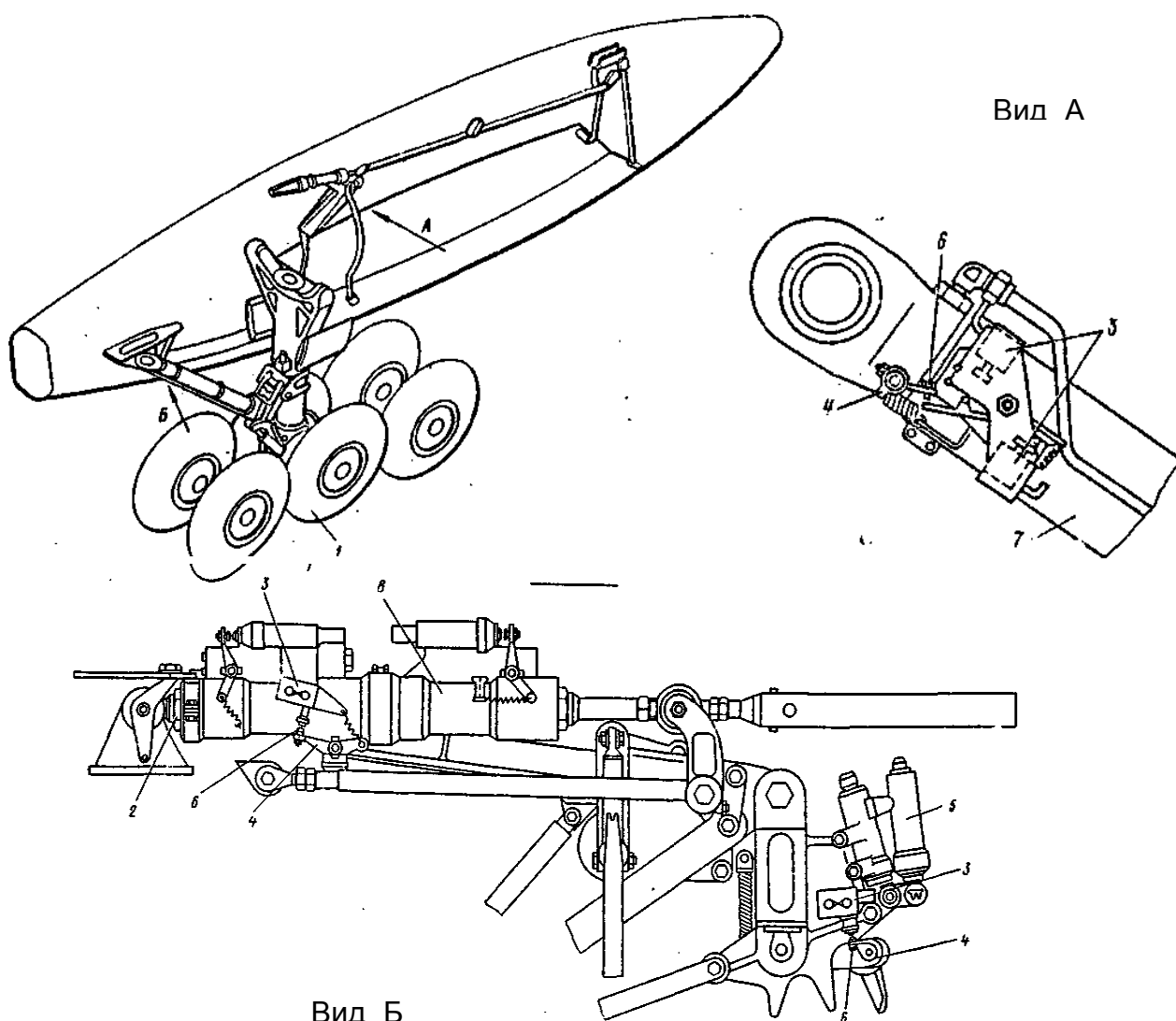
При убранном положении шасси лампы сигнализации не горят.

В процессе эксплуатации необходимо осматривать установку концевых выключателей, проверять надежность крепления, контровку узлов регулировки и крепежных деталей, отсутствие повреждений механизма привода, концевых выключателей и проводки к ним. При обнаружении повреждений или нарушений контровки поврежденные детали необходимо заменить и провести регулировку КВ.



1. Передняя опора, 2. Механизм распора, 3. Концевой выключатель,
4. Регулировочный винт, 5. Замок убранного положения.

Рис. 6.8. Установка концевых выключателей на передней опоре шасси



5. Замок убранного положения; 6. Регулировочный винт; 7. Подкос-цилиндр;
8. Исполнительный привод механизма управления задними створками.
Рис. 6.9. Установка концевых выключателей на основных опорах шасси

Необходимо своевременно очищать КВ от влаги и загрязнений. Особо тщательно проверяются соприкасающиеся поверхности штоков концевых выключателей и регулировочных винтов, т.к. при попадании между ними влаги, снега и т.п. может нарушиться регулировка или произойти отказ концевого выключателя вследствие замерзания штока. Не допускается повреждение резиновых обтюраторов концевых выключателей. При осмотре проверяется надежность крепления, контровка узлов регулировки и крепежных деталей, отсутствие повреждений механизма привода и электрической проводки. При монтаже болт крепления располагайте в средней части овального отверстия в корпусе концевого выключателя. Под головку болта устанавливайте пружинную шайбу. Порядок регулировки или проверки регулировки следующий:

- установить агрегат, на котором смонтирован КВ, в положение при котором происходит обжатие штока КВ. Например, для регулировки КВ, срабатывавших по обжатию амортизаторов шасси, необходимо поднять самолет, оторвав колеса от земли, и убедиться в том, что штоки амортизаторов выпущены полностью;

- расконтрить регулировочный узел механизма КВ регулировочный винт, тендер;

- вернуть регулировочный винт до отрыва штока КВ от толкателя; выворачивая регулировочный винт или вращая муфту тендера, обжать шток КВ до срабатывания щелчка. Замерив выход штока из корпуса КВ. Продолжая выворачивать регулировочный винт, дополнительно обжать шток на 2 - 2,5 мм после срабатывания (щелчка). Момент срабатывания определять по щелчку или загоранию подключенной к КВ контрольной лампы;

- тщательно законтрить регулировочный узел механизма КВ проволокой, загибом шайбы;

ПРИМЕЧАНИЕ. Не допускается утопание торца регулировочного винта, как в контрящей гайке, так и в теле детали привода концевого выключателя. Если невозможно регулировкой удовлетворить эти требования, регулировочный винт и рычаг привода замените.

ОТЫСКАНИЕ И УСТРАНЕНИЕ НЕИСПРАВНОСТЕЙ в сигнализации положения шасси и створок

Отыскание и устранение неисправностей в системе сигнализации шасси производится в соответствии с таблицей № 6.3.

Отказы и неисправности сигнализации шасси. Таблица № 6.3.

Проявление неисправности	Возможная причина, выявление неисправного элемента	Устранение неисправности
1. Не включается табло сигнализации выпущенного положения опор	(1) Неисправность лампы табло. Проверьте исправность ламп, нажав кнопку проверки исправности. (2) Нарушение регулировки концевых выключателей на подкосе-цилиндре и механизме распора. (3) Неисправность концевого выключателя	Замените лампу Произведите перерегулировку и проверьте работоспособность системы Замените концевой выключатель
2. Не гаснут табло сигнализации убранного положения опор	(1) Нарушение регулировки концевых выключателей на замках убранного положения и исполнительном приводе механизма управления задними створками основных опор. (2) Неисправность концевого выключателя	Произведите перерегулировку и проверьте работоспособность системы Замените концевой выключатель

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 Авиационные цифровые системы контроля и управления Под ред В. А. Мясникова и В. П. Петрова Л Машиностроение, 1976 608 с
- 2 Боднер В. А. Авиационные приборы М Машиностроение, 1968 468 с
- 3 Белгородский С. А. Автоматизация управления посадкой самолета М Транспорт, 1972 352 с
- 4 Бортовые системы управления полетом Ю. В. Байборodin, В. В. Драбкин, Е. Г. Сменковский, С. Г. Унгуриян М Транспорт, 1975 336 с
- 5 Бородин В. Т., Рыльский Г. И. Пилотажные комплексы и системы управления самолетов и вертолетов М Машиностроение, 1978 216 с
- 6 Дедков В. К., Северцев Н. А. Основные вопросы эксплуатации сложных систем М Высшая школа, 1976 406 с
- 7 Денисов В. Г., Онищенко В. Ф., Скрипец А. В. Авиационная инженерная психология М Машиностроение, 1983 321 с
- 8 Дружинин Г. В. Процессы технического обслуживания автоматизированных систем М Энергия, 1973 272 с
- 9 Жулев В. И., Иванов В. С. Безопасность полетов летательных аппаратов М Транспорт, 1986 224 с
- 10 Калабеков Б. А. Микропроцессоры и их применение в системах передачи и обработки сигналов М Радио и связь, 1988 367 с
- 11 Козарук В. В. Ребо Я. Ю. Навигационные эргатические комплексы М Машиностроение, 1986 288 с
- 12 Коптев А. Н. Системы самолетовождения М Машиностроение, 1984 128 с
- 13 Крохин З. Т., Скрипник Ф. И., Шестаков В. З. Инженерно организационные основы обеспечения безопасности полетов М Транспорт, 1987 176 с
- 14 Кузнецов С. В. Автоматизированные бортовые системы управления и пилотажно-навигационные комплексы М РИО МИИГА, 1987 92 с
- 15 Новиков В. С. Техническая эксплуатация авиационного радиоэлектронного оборудования М Транспорт, 1987 260 с
- 16 Системы цифрового управления самолетом Под ред А. Д. Александрова, С. М. Федорова М Машиностроение, 1983 223 с
- 17 Селезнев В. П. Навигационные устройства М Машиностроение, 1974 600 с
- 18 Смирнов Н. Н., Ицкович А. А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию М Транспорт, 1987 272 с
- 19 Смирнов Н. Н., Мулкиджанов И. К. Эксплуатационная технологичность транспортных самолетов М Транспорт, 1972 208 с
- 20 Техническая эксплуатация авиационного оборудования / В. Г. Воробьев, В. Д. Константинов, В. Г. Денисов и др , Под ред В. Г. Воробьева М Транспорт, 1990 296 с
- 21 Техническая эксплуатация летательных аппаратов Под ред А. И. Пугачева М Транспорт, 1977 440 с
- 22 Фокин Ю. Г. Оператор-технические средства обеспечение надежности М Воениздат, 1985 192 с
- 23 Эксплуатационная надежность и режимы технического обслуживания самолетов Н. Н. Смирнов, А. М. Андронов, Н. И. Владимиров, Ю. И. Лемин М Транспорт, 1974 304 с

Учебное издание

Писаренко Виктор Николаевич

**ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ
ЭЛЕКТРОСИСТЕМ И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫХ
КОМПЛЕКСОВ**

Часть 2

Учебное пособие

Редактор

Компьютерная верстка

Доверстка.

Подписано в печать 14.05.2007 г. Формат 60X84 1/16..

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 8,13. Усл. кр-отт. 8,25. Уч.-изд. л. 8,75.

Тираж 500 экз. Заказ ш//£, . Арг. С-5(Д1)/2007.

Самарский государственный аэрокосмический университет.

443086 Самара, Московское шоссе, 34.

РИО Самарского государственного аэрокосмического университета.

443086 Самара, Московское шоссе, 34.