

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ  
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЕВА»  
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

**В. Н. Писаренко**

**КОНСТРУКЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ  
АВИАЦИОННОГО  
И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ  
ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т**

Допущено Федеральным учебно-методическим объединением  
в системе высшего образования по укрупненным группам  
специальностей и направлений подготовки 25.00.00  
«Аэронавигация и эксплуатация авиационной и ракетно-  
космической техники»

в качестве учебника для студентов образовательных организаций  
высшего образования, обучающихся по основным образовательным  
программам высшего образования – программам бакалавриата по  
направлениям подготовки 25.04.02 «Техническая эксплуатация  
авиационных электрических систем и пилотажно-навигационных  
комплексов» и программам специалитета по специальности  
25.05.05 «Эксплуатация воздушных судов и организация  
воздушного движения».

САМАРА, 2018

УДК 629.7

ББК 68.53

ПЗ41 Авторы: Писаренко Виктор Николаевич

Рецензенты: проректор по общим вопросам, Самар. нац. исследоват. ун-т им. академика С. П. Королева (Самарский ун-т), д-р техн. наук, профессор М.А. Ковалев;

главный научный руководитель Самарского научно-технического центра Российской академии ракетно-артиллерийских наук, д-р техн. наук, профессор Г.И. Леонович;

зав. кафедрой №13 СПб. гос. ун-та Г.А. , д-р техн. наук,

профессор Н. Н. Сухих;

доцент кафедры №13 СПб. гос. ун-та Г.А. В. Л. Рукавишников;

доцент кафедры №11 СПб. гос. ун-та Г.А. Л. А. Файбишенко;

доцент кафедры №12 СПб. гос. ун-та Г.А. О. М. Шикавко.

Редакторская обработка С. С. Мещеряков

Компьютерная верстка В. Н. Писаренко

Доверстка В. Н. Писаренко

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского университета

**П 341 Писаренко В. Н. Конструкция и техническое обслуживание авиационного и радиоэлектронного оборудования вертолета Ми-8Т**  
Учебник / В. Н. Писаренко; Минобрнауки России, Самар. нац. исследоват. ун-т им. академика С.П. Королева (Сам. ун-т). Самара: "Издательство СамНЦ РАН" 2018. 436 с.: ил.

ISBN 978-5-93424-828-5

- Учебник содержит систематизированное изложение учебной дисциплины «Конструкция и ТО АЭСиПНК вертолетов (на примере конкретной авиационной техники)», соответствующей учебной программе федерального компонента БЗ.Бб подготовки бакалавров по направлению 162500.2.62 специализации 162500.62 «Техническая эксплуатация авиационных электрических систем и пилотажно-навигационных комплексов», изучаемой в 5-ом семестре.

Учебник разработан на кафедре эксплуатации авиационной техники Самарского нац. исслед. ун-та им. академика С. П. Королева (Сам. ун-та), утвержден Федеральным УМО по образованию в гражданской авиации.

ISBN 978-5-93424-828-5

© В.Н. Писаренко

© Самарский нац. исслед. ун-т им. академика С.П. Королева  
(Самарский ун-т)

## Оглавление

ПОСВЯЩЕНИЕ.....	7
ВВЕДЕНИЕ .....	8
ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т И ЕГО СИСТЕМАХ.....	10
КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ОСНОВНЫХ СИСТЕМАХ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т ...	12
РАЗДЕЛ 1. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т И ЕГО ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ	
1.1. Электроснабжение вертолета Ми-8т.....	15
1.2. Источники электрической энергии .....	16
1.3. Источники электроэнергии постоянного тока .....	16
1.4. Источники электроэнергии переменного тока.....	17
1.5. Система энергетики постоянного тока .....	21
1.5.1. Генераторы-стартеры постоянного тока ГС -18ТМО-1000 .....	21
1.5.2. Конструкция и работа генератора-стартера постоянного тока ГС -18ТМО-1000 .....	24
1.5.3. Регулирование напряжения генераторов постоянного тока.....	29
1.5.4. Угольный регулятор напряжения РН-180 .....	31
1.5.5. Параллельная работа генераторов постоянного тока.....	34
1.5.6. Аккумуляторные батареи .....	34
1.6. Электрическая сеть вертолета.....	43
1.7. Электрическая сеть внешнего питания.....	49
1.8. Техническое обслуживание системы энергетики постоянного тока.....	53
1.9. Система энергетики переменного тока.....	59
1.10. Техническое обслуживание системы энергетики переменного тока .....	90
1.11. Включение, предполетная проверка, контроль работы источников переменного тока.....	92
1.12. Металлизация и заземление на вертолете .....	95
1.13. Потребители электроэнергии.....	96
1.14. Электрическая Система Запуска Двигателей ТВ2-117А .....	96
1.15. Электрооборудование топливной системы вертолета .....	119
1.16. Противопожарная система вертолета .....	125
1.17. Электромеханизмы управления вертолетом .....	137
1.18. Электрооборудование гидросистемы.....	141
1.19. Противообледенительная система вертолета.....	144
Частотный сигнализатор обледенения СО-121ВМ.....	147
Обогрев лопастей несущего и хвостового воздушных винтов .....	154
Обогрев двигателей и воздухозаборников .....	158

1.20. Система отопления и вентиляции.....	161
<b>Эксплуатация КО-50</b> .....	164
1.21. Светотехническое оборудование.....	168
1.22. Стеклоочистители .....	175
1.23. Обогрев пвд, аккумуляторов и часов .....	177
1.24.Тросовое устройство транспортировки грузов .....	178
Контрольные вопросы по электрическим системам.....	181
<b>РАЗДЕЛ 2. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т И ЕГО ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ</b>	
2.1. Общие сведения.....	184
2.2. Пилотажно-навигационные приборы.....	186
2.2.1. Приемник воздушного давления ПВД-6М .....	187
<b>Проверка ПВД-6М</b> .....	188
<b>Особенности эксплуатации систем ПВД</b> .....	192
2.2.2. Измерение высоты полета .....	192
2.2.3. Принцип действия барометрического высотомера .....	193
2.2.4. Конструкция барометрического механического высотомера ВД-10К .....	195
Градуировка барометрических высотомеров.....	198
2.2.4. Барометрические датчики высоты .....	204
2.2.5. Аэродинамическое измерение скорости полета или аэрометрический метод измерения скорости полета .....	205
<b>Принцип работы указателя скорости УС-450</b> .....	208
2.2.6. Конструкция и работа указателя скорости УС-450К .....	209
<b>Датчики динамического давления</b> .....	212
<b>Техническое обслуживание УС-450К</b> .....	212
<b>Проверка указателей скорости на вертолете</b> .....	216
2.2.7. Вариометр ВР-10К .....	216
<b>Устройство и работа вариометра ВР-10</b> .....	218
<b>Неисправности анероидно-мембранных приборов</b> .....	222
2.2.8. Бортовые авиационные часы АЧС-1М .....	223
2.2.9. Электрический указатель поворота ЭУП-53 .....	224
2.2.10. Авиагоризонт АГБ-ЗК .....	228
<b>Эксплуатация авиагоризонтов АГБ-ЗК</b> .....	237
2.2.11. Блок сравнения и сигнализации предельного крена (БСПК-1).....	239
2.2.12.Магнитный компас КИ-13К .....	242
2.2.13.Курсовая система ГМК-1А.....	244
2.3. Автопилот Ап-34Б II серии .....	259
<b>Общие сведения об автопилоте:</b> .....	260
<b>Комплектность автопилота АП-34Б и его размещение на вертолете</b> .....	261

Краткое назначение основных блоков автопилота.....	274
Принцип работы автопилота.....	274
Проверка автопилота под током.....	279
Полеты с автопилотом.....	285
2.4. Приборы контроля работы двигателей, трансмиссии и систем вертолета.....	290
2.4.1. Двухстрелочный тахометр ИТЭ-2.....	290
2.4.2. Комбинированная тахометрическая аппаратура КТА-5.....	291
2.4.3. Однострелочный тахометр ИТЭ-1.....	293
2.4.4. Трехстрелочные индикаторы ЭМИ-ЗРИ 2-й серии.....	294
Датчики давления и приемники температуры.....	295
2.4.5. Сигнализатор стружки СС-78-2.....	299
2.4.6. Термометр выходящих газов ИТГ-180Т.....	299
2.4.7. Усилитель регулятора температуры УРТ-27.....	300
2.4.8. Аппаратура измерения вибрации ИВ-500А.....	304
Трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗРВИ.....	305
2.4.9. Термометр ТУЭ-48.....	307
2.4.10. Указатель шага винта УШВ-1.....	308
2.4.11. Манометр ДИМ-100К.....	310
2.4.12. Манометр МВУ-100К.....	312
2.4.13. Манометр МА-60МК.....	312
2.4.14. Термометр ТВ-45.....	313
2.4.15. Термометр ТВ-19.....	313
2.5. Топливомер СКЭС-2027В (А).....	315
Топливомер СКЭС-2027А.....	315
Топливомер СКЭС-2027В.....	317
2.6. Регистрирующие приборы.....	320
2.6.1. Система САРПП-12ДМ.....	320
2.6.2. Бортовое устройство регистрации БУР-1-2Ж.....	327
Контрольные вопросы по приборному оборудованию.....	332
<b>РАЗДЕЛ 3. РАДИООБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА Ми-8Т И ЕГО ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ</b>	
Общие сведения о радиоэлектронном оборудовании вертолета МИ-8Т.....	334
3.1. Радиосвязное оборудование.....	335
3.1.1. Связная коротковолновая (КВ) радиостанция «Ядро-1А».....	335
3.1.2. Командная радиостанция Р-863.....	341
3.1.4. Радиоприемник Р-852.....	348
3.1.5. Аппаратура речевых сообщений РИ-65Б.....	349
3.1.6. Переговорное устройство СПУ-7.....	353

3.1.7. Громкоговорящее устройство СГУ-15.....	357
3.1.8. Магнитофон МС-61.....	359
3.1.8. Магнитофон П-503Б.....	361
3.2. Радионавигационное оборудование .....	362
3.2.2. Автоматический средневолновый радиокompас АРК-9.....	362
3.2.3. Автоматический радиокompас АРК-УД .....	381
3.2.4. Радиоприемник Р - 852 .....	388
3.2.5. Радиовысотомер РВ-3 .....	389
<b>Пользование радиовысотомером РВ-3 в полете .....</b>	<b>394</b>
3.2.6. Радиовысотомер А-037 .....	397
3.2.7. Принцип построения вертолётного доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИВ.....	400
3.2.8. Доплеровский Измеритель Путевой Скорости И Угла Сноса Вертолета Див-1 .....	408
3.2.9. Метеорологический радиолокатор 8А-813.....	423
3.2.10. Аварийное радиооборудование вертолета.....	428
3.2.12. Радиомаяк АРМ ELT 406-1НМ.....	431
Контрольные вопросы по радиооборудованию вертолета .....	434
Литература .....	435

## **ПОСВЯЩЕНИЕ.**

Эту книгу я посвящаю моему отцу - Писаренко Николаю

Игнатьевичу, энтузиасту РАДИО, мастеру спорта по радиотелеграфной связи, осуществившему более тысячи сеансов связи азбукой Морзе на коротких волнах с радиолюбителями всего Мира, подтвержденных почтовыми открытками, а в последствии ставшим начальником участка лабораторной проверки агрегатов авиационного и радио - электронного оборудования самолетов на соответствие нормам технических параметров и текущего ремонта агрегатов АиРЭО воздушных судов и основателем лабораторий приборного оборудования, радиооборудования, электро оборудования, радиолокаторной лаборатории, а также метрологической лаборатории поверки контрольно-проверочного оборудования и участка разборки отработавших ресурсы агрегатов для сдачи на драгметаллы в авиационно-технической базе авиакомпания Самара.

## **ВВЕДЕНИЕ**

В учебнике дано систематизированное изложение электрических систем, пилотажно-навигационного оборудования, приборов контроля работы двигателей и радиооборудования вертолета Ми-8Т с точки зрения технической эксплуатации воздушного судна.

Эффективность использования вертолета Ми-8 в условиях непрерывно возрастающей конкуренции на рынке авиационных работ неразрывно связана с исправностью его авиационного и радиоэлектронного оборудования.

Вертолет Ми-8Т благодаря простым и надежным конструктивным решениям нашел широкое применение не только в России, но и за рубежом и продолжает выпускаться авиационными производственными объединениями в г. Казань и г. Ижевск.

Цель дисциплины заключается в ознакомлении с конструкцией и техническим обслуживанием авиационного и радиоэлектронного оборудования вертолета для создания теоретической и практической базы в области технической эксплуатации авиационных электрических систем и пилотажно-навигационных комплексов воздушных судов, позволяющей ориентироваться в вопросах технической эксплуатации авиационных электрических систем и пилотажно-навигационных комплексов на примере конструкции и технического обслуживания авиационного и радиоэлектронного оборудования вертолета МИ-8Т.

Задача дисциплины состоит в практическом ознакомлении с конструкцией систем вертолета, дать сведения о существующих принципах построения авиационного и радиоэлектронного оборудования вертолетов и их техническом обслуживании, обратив особое внимание на связь конструкции с методами технической эксплуатации.





Пассажирский вертолёт Ми-8 в небе над Санкт-Петербургом



Посадка вертолёта Ми-8 на черноморском побережье

## ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т И ЕГО СИСТЕМАХ

Вертолет Ми-8 по сравнению с вертолетом Ми-4 обладает более высокими летными характеристиками и имеет вдвое большую грузоподъемностью.

Вертолеты типа Ми-8/17 производятся на Улан-Удэнском авиационном заводе и Казанском вертолетном заводе холдинга «Вертолеты России». На текущий момент выпущено свыше 12 тысяч вертолетов семейства Ми-8/17, что является рекордным показателем в мире среди двухдвигательных вертолетов. Вертолеты серии Ми-8/17 были поставлены более чем в 100 стран мира, их общий налет насчитывает около 100 миллионов часов. Установленные на вертолете современное пилотажно-навигационное оборудование: бортовая многофункциональная спутниковая система GPS/ГЛОНАСС, система раннего предупреждения опасной близости земли GPWS позволяют расширить потенциал его применения.

Вертолеты Ми-8 производились более чем в 30 различных гражданских и военных модификациях, в том числе основные модификации: •транспортный двухдвигательный вертолет Ми-8Т, силовой установкой вертолета являются два газотурбинных двигателя (ГТД) ТВ2-117, мощностью по 1103кВт, работающие на главный редуктор и приводящие во вращение пятилопастной несущий воздушный винт и трёхлопастной жесткий рулевой воздушный винт; Вертолёт спроектирован по одновинтовой схеме. На вертолёте установлены два турбовинтовых двигателя ТВ2-117АГ со взлётной мощностью 110 кВт каждый, что обеспечивает возможность посадки вертолёта при отказе одного из двигателей. Вертолёт Ми-8Т предназначен для перевозки грузов массой до 4000 кг или 22 (24) служебных пассажиров. При необходимости переоборудуется в санитарный, перегоночный варианты и вариант с внешней подвеской грузов.

Вертолёт в санитарном варианте может перевозить 12 лежащих больных и сопровождающего мед. работника.

Вертолёт с внешней подвеской грузов перевозит крупногабаритные грузы массой до 3000 кг вне фюзеляжа.

Перегоночный вариант вертолёта предназначен для выполнения полётов с увеличенной дальностью (от 620 до 1035 км), в этом случае в грузовую кабину вертолёта за счёт коммерческой нагрузки устанавливаются один или два дополнительных топливных бака.

- вариант вертолѐта Ми-8П - пассажирский вертолет с двумя ГТД ТВ2-117А мощностью по 1267кВт, с кабиной для 28 пассажиров и квадратными окнами;

- вариант вертолѐта Ми-8Т выпускался также с двумя ГТД ТВ3-117МТ мощностью по 1454 кВт, предназначенный для перевозки 24 пассажиров на боковых сиденьях, или 12 больных на носилках или грузов массой 4000кг в кабине, или 3000кг на внешней подвеске с сопровождающими. отличается небольшими круглыми окнами кабины и оборудованием;

- а в военных вариантах снабжен пилонами с держателями для вооружения;

- типичной силовой установкой вертолета Ми-8Т являются 2 двигателя ТВ2-117, работающие на главный редуктор и приводящие во вращение несущий воздушный винт и рулевой воздушный винт.

- модернизированный десантно-транспортный вертолет Ми-8МТ с ГТД ТВ3-117МТ мощностью по 1454кВт, с пылезащитными устройствами, вспомогательной силовой установкой АИ-9В и рулевым воздушным винтом, установленным слева для увеличения эффективности.

- варианты вертолета Ми-8АМ и МИ-8МТВ с различным оборудованием и вооружением и вариант Ми-8МТВ-1А для гражданского применения.

- В настоящее время выпускаются следующие модели вертолета гражданского назначения типа Ми-8/17: Ми-8АМТ, Ми-8МТВ-1, Ми-171, Ми-171А1 и Ми-172.

Существующие варианты вертолѐта снабжены электролебѐдкой, позволяющей с помощью бортовой стрелы поднимать (опускать) на борт вертолѐта грузы массой до 150 кг, а также при наличии полиспаста за-тягивать в грузовую кабину грузы массой до 2600 кг.

Экипаж вертолѐта состоит из двух пилотов и бортмеханика.

## КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О ОСНОВНЫХ СИСТЕМАХ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т

**Фюзеляж вертолѐта** — является основным силовым корпусом вертолѐта и конструктивно представляет собой цельнометаллический полумонокок переменного сечения с гладкой работающей обшивкой. Фюзеляж имеет три конструктивных разъѐма и включает в себя:

- носовую часть;
- центральную часть;
- хвостовую балку;
- концевую балку с обтекателем.

**Шасси вертолѐта** — трёх опорное, неубирающееся, с передней стойкой, самоориентирующейся по полѐту. Для предотвращения касания земли рулевым винтом имеется хвостовая опора.

**Система управления** предназначена для управления вертолѐтом относительно трёх осей. Управление осуществляется изменением величины и направления силы тяги несущего винта, а также силы тяги рулевого винта. Для управления вертолѐтом используются 4 гидроусилителя:

- КАУ-30Б поперечного управления вертолѐтом;
- КАУ-30Б продольного управления вертолѐтом;
- КАУ-30Б управления общим шагом несущего винта;
- РА-60Б управления рулевым винтом (путевого направления вертолѐта)

Все гидроусилители работают по необратимой схеме и одновременно являются рулевыми приводами в автопилоте АП-34Б вертолѐта.

**Гидравлическая система** предназначена для питания агрегатов гидросистемы рабочей жидкостью АМГ-10 с определенным давлением и расходом жидкости. Гидросистема состоит из основной и дублирующей систем, давление в каждой системе создаётся отдельными гидравлическими насосами НШ-39М, установленными на главном редукторе вертолѐта. Давление регулируется автоматами разгрузки насосов ГА-77В в пределах  $45 \pm 3$  кгс/см<sup>2</sup> и  $65 + 8 - 2$  кгс/см<sup>2</sup>, и поддерживается двумя гидроаккумуляторами — в основной системе, и одним гидроаккумулятором — в дублирующей системе. Давление для питания гидроцилиндров управления фрикционом «ШАГ-ГАЗ», переменным упо-

ром в продольном управлении вертолётom включается отдельными электромагнитными кранами ГА-192 (ГА-74М/5) с помощью выключателей из кабины пилотов. Давление в системах контролируется манометрами ДИМ-100К. Включение систем сигнализируется табло, приведенными на рисунке 1.8, управляемыми датчиком МСТ-25А в основной системе, и датчиком МСТ-35А - в дублирующей системе. Переход на питание гидроусилителей от дублирующей системы осуществляется автоматически при падении давления в основной системе до  $30 \pm 5 \text{ кгс/см}^2$ . При повышении давления в основной гидросистеме до  $35 \pm 5 \text{ кг/см}^2$  линия нагнетателя от насоса дублирующей системы соединяется с линией слива в бак, и дублирующий насос начинает работать в режиме холостого хода без нагрузки.

**Четырёхканальный автопилот АП-34Б**, обеспечивает стабилизацию крена, тангажа и направления, а также стабилизацию высоты полёта вертолета с точностью  $\pm 50 \text{ м}$ .

**Топливная система** вертолета предназначена для размещения необходимого количества топлива и бесперебойной его подачи к насосам-регуляторам двигателей на всех высотах и режимах работы, а также для подачи топлива в керосиновый обогреватель КО-50.

Топливная система вертолета состоит из расходного топливного бака, двух подвесных топливных баков, двух подкачивающих топливных насосов ЭЦН-40, двух перекачивающих топливных насосов ЭЦН-75, (ЭЦН-75Б), двух перекрывных пожарных кранов 768600МА.

Для увеличения дальности и продолжительности полёта на вертолете могут быть установлены в центральной части фюзеляжа один или два дополнительных топливных баков и дополнительный кран перепуска топлива 768600МА. Они подключаются в общую топливную систему питания двигателей.

Из подвесных баков топливо перекачивается в расходный бак.

Расходный бак установлен внутри вертолета в верхней части фюзеляжа за редукторным отсеком.

Дальность полёта вертолета с заправкой 2160 кг составляет

620 км, а с заправкой 3445 кг - 1035 км при высоте полёта до 6 000 м и крейсерской скорости 220 км/ч на высоте 500 метров. Экономическая скорость вертолета - 120 км/ч.

**Противопожарная система (ППС)** предназначена для обнаружения, сигнализация и тушения пожара в защищаемых отсеках:

левого и правого двигателей;  
керосинового обогревателя КО-50.

**Противообледенительная система (ПОС)** предназначена для защиты от обледенения лопастей несущего и рулевого винтов, двух передних стёкол кабины экипажа, входных устройств двигателей, пылезащитных устройств двигателей (ПЗУ). Обогрев лопастей винтов и стёкол кабины экипажа — электротеплового действия. Обогрев обтекателей воздухозаборников и входных устройств двигателей — воздушно теплового действия, а обогрев пылезащитных устройств (ПЗУ) воздухозаборников двигателей — смешанный (часть узлов обогревается горячим воздухом, а другая часть имеет электрический обогрев). ПОС работает как в автоматическом, так и в ручном режимах. Обогревательные элементы лопастей НВ и РВ, передних стёкол, ПЗУ получают питание от сети переменного тока напряжением 208 вольт. Для обогрева входных устройств двигателей и ПЗУ используется горячий воздух от компрессора двигателей.

**Воздушная система** предназначена для торможения колёс главных опор шасси и подзарядки камер колёс от бортовых баллонов воздушной системы вертолета с помощью специального приспособления во вне аэродромных условиях.

**Несущая система** вертолета предназначена для преобразования энергию работы двигателя в силу тяги или в подъемную силу и состоит из несущего четырехлопастного несущего воздушного винта, втулки воздушного винта, имеющего возможность изменения осевом шарнире несущего воздушного винта гидравлической системы изменения угла установки лопастей, командной рукоятки шаг - газ, задающей угол установки лопастей несущего воздушного винта, исполнительного механизма перестановки угла лопастей, изменяющего направление вектора подъемной силы несущего воздушного винта Система управления несущим винтом состоит из автомата перекося, соединённого с осевыми шарнирами лопастей несущего винта при помощи тяг, передающих поступательное движение ко вращению и повороту лопастей в осевом шарнире вызывает изменение угла установки лопасти. Углом установки лопасти называется угол между хордой лопастей и конструктивной плоскостью вращения воздушного винта,

изменяющую величину подъёмной силы, которую обеспечивают лопасти несущего винта.

# РАЗДЕЛ 1. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т И ЕГО ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

## 1.1. Электроснабжение вертолета Ми-8т

Электрооборудование – основная часть авиационного оборудования вертолета и представляет собой комплекс электрических агрегатов и устройств, которые вырабатывают и потребляют электроэнергию постоянного и переменного тока, а также распределяют и регулируют электроэнергию на вертолете. Распределение систем генерирования электроэнергии и систем потребления электроэнергии вертолета Ми-8Т приведено на рисунке 1.1.

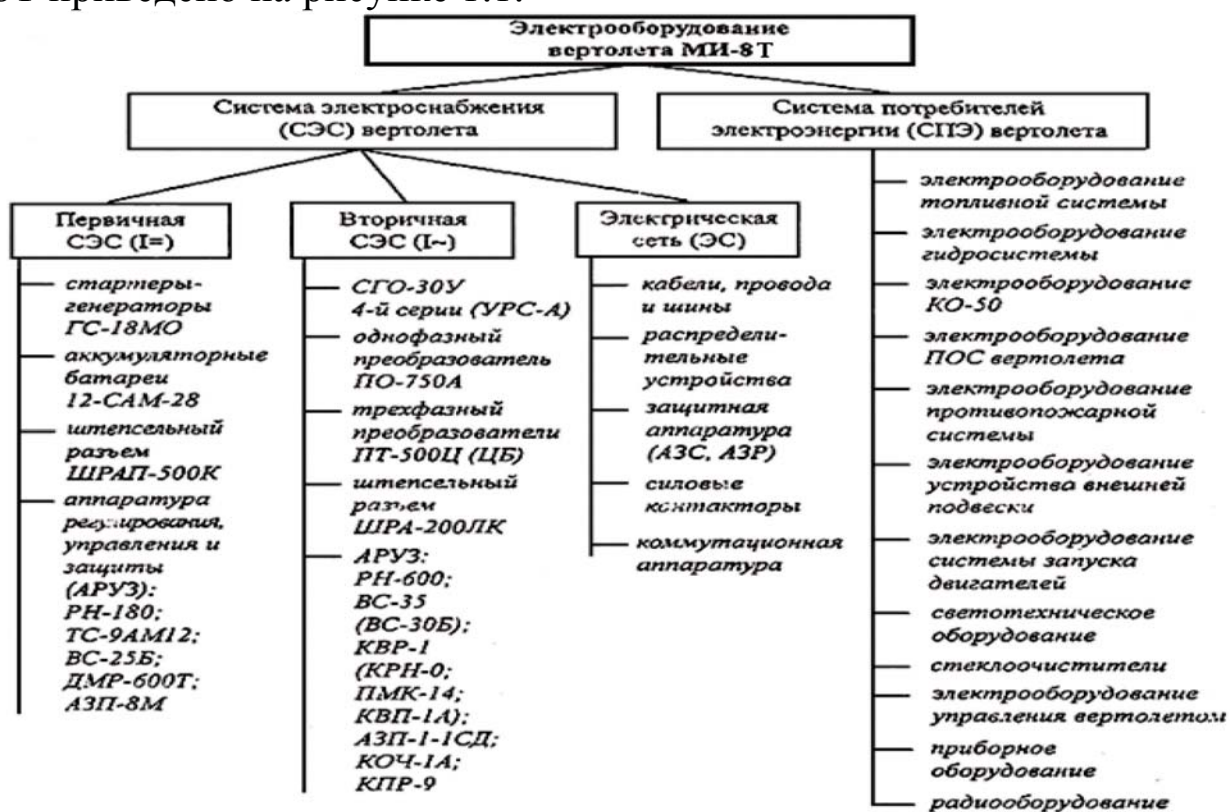
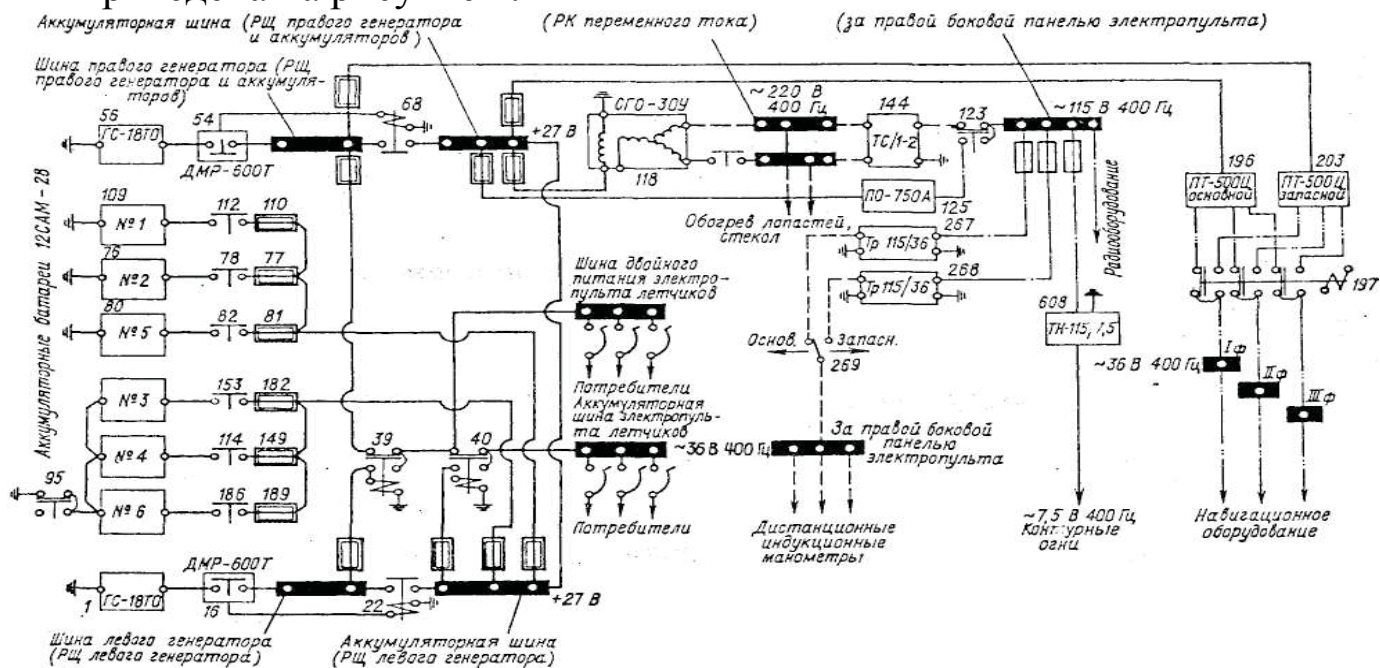


Рисунок 1.1. Распределение систем электроснабжения и потребителей электроэнергии вертолета Ми-8Т

К электрооборудованию вертолета относятся источники электроэнергии, электрифицированные механизмы, осветительная, сигнальная, обогревательная аппаратура и электрическая сеть, представленные на рисунке 1.2.

## 1.2. Источники электрической энергии

Источниками электроэнергии на вертолете Ми-8Т служат генераторы постоянного и переменного токов, преобразователи рода тока и величины напряжения, а также аварийные источники тока — аккумуляторные батареи. Схема источников постоянного и переменного тока приведена на рисунке 1.2



————— Сеть постоянного тока 27В

----- Сеть переменного тока 200В 400Гц

..... Сеть переменного тока 115В 400Гц

..... Сеть трехфазного переменного тока 36В 400Гц 400Гц,

----- Сеть однофазного переменного тока 36В 400Гц

Рисунок 1.2. Схема источников электрического постоянного и переменного тока вертолета Ми-8Т

## 1.3. Источники электроэнергии постоянного тока

Основными источниками электроэнергии постоянного тока являются; —два стартер - генератора ГС-18, установленные на двигателях и работающие в генераторном режиме, а резервными источниками электроэнергии постоянного тока являются шесть аккумуляторных батарей 12СAМ-28.

Система источников электроснабжения постоянным током вертолета Ми-8Т приведена на рисунке 1.2.

Основной системой электроснабжения вертолета является первичная система постоянного тока 27В номинальным напряжением



28,5В±10%, состоящая из двух генераторов постоянного тока ГС - 18ТМО-1000 и шести аккумуляторных батарей.

Генераторы- стартеры постоянного тока ГС-18ТМО-1000 установлены на задних крышках коробок приводов двигателей.

В генераторном режиме генераторы- стартеры ГС-18 приводятся во вращение валом турбокомпрессора авиадвигателя, обмотка возбуждения генератора подключена параллельно обмотке якоря и нагрузки и получает питание от включенных в бортовую сеть источников электроэнергии постоянного тока: аккумуляторных батарей или работающего генератора запущенного двигателя.

#### **1.4. Источники электроэнергии переменного тока**

системы электроснабжения переменным однофазным током 200В 400Гц, 115В 400Гц и переменным током 36В 400Гц, последняя система подразделяется на систему однофазного переменного тока 36В 400Гц. и систему трехфазного переменного тока 36В 400Гц. являются вторичными системами электроснабжения вертолета Ми-8

Источником электроэнергии переменного однофазного тока напряжением 200В 400Гц является генератор СГО-30У, а источником электроэнергии однофазного переменного тока напряжением 115В 400Гц — трансформатор ТС/1-2, резервным источником однофазного переменного тока напряжением 115В 400Гц. — является преобразователь ПО-750А, источником однофазного переменного тока напряжением 36В 400Гц., — трансформатор Тр-115/36, источником трехфазного переменного тока напряжением 36В 400Гц —один из двух преобразователей ПТ-500Ц источником однофазного переменного тока напряжением 7,5В — трансформатор Тр 115/7,5.

Переменный ток напряжением 208В, частотой 400Гц вырабатывается однофазным генератором СГО-30У. который установлен на главном редукторе силовой установки вертолета и предназначен для питания электроэнергией нагревательных элементов воздушных винтов и нагревательных элементов лобовых стёкол кабины пилотов. От СГО-30У через однофазный трансформатор ТС/1-2 питается также радионавигационное оборудование, и далее запитан трансформатор Тр-115/36, питающий однофазным переменным током напряжением 36В, частотой 400Гц. приборы контроля работы двигателей и приборы контроля работы трансмиссии вертолета, а после него запитан трансформатор Тр 115/7.5 для питания контурных огней несущего воздушного

винта Резервным источником для потребителей, питающихся переменным однофазным током напряжением 115В и однофазным током напряжением 36В, является преобразователь ПО-750А.. При отказе СГО-30У элементы обогрева лопастей воздушных винтов отключаются, а остальное оборудование автоматически переходит на питание от преобразователя ПО-750А.

Трёхфазный переменный ток напряжением 36В, частотой 400Гц вырабатывается включенным одним из двух трёхфазных преобразователей ПТ-500Ц (основной или резервный), которые используются для питания авиагоризонтов, автопилота и курсовой системы вертолета.

Постоянно используется только один из двух преобразователей ПТ-500Ц основной или резервный, который включается для питания сети переменного трёхфазного тока 36В,400 Гц.



Рисунок 1.3. Расположение панелей управления, приборных досок и органов управления в кабине экипажа вертолета Ми-8Т

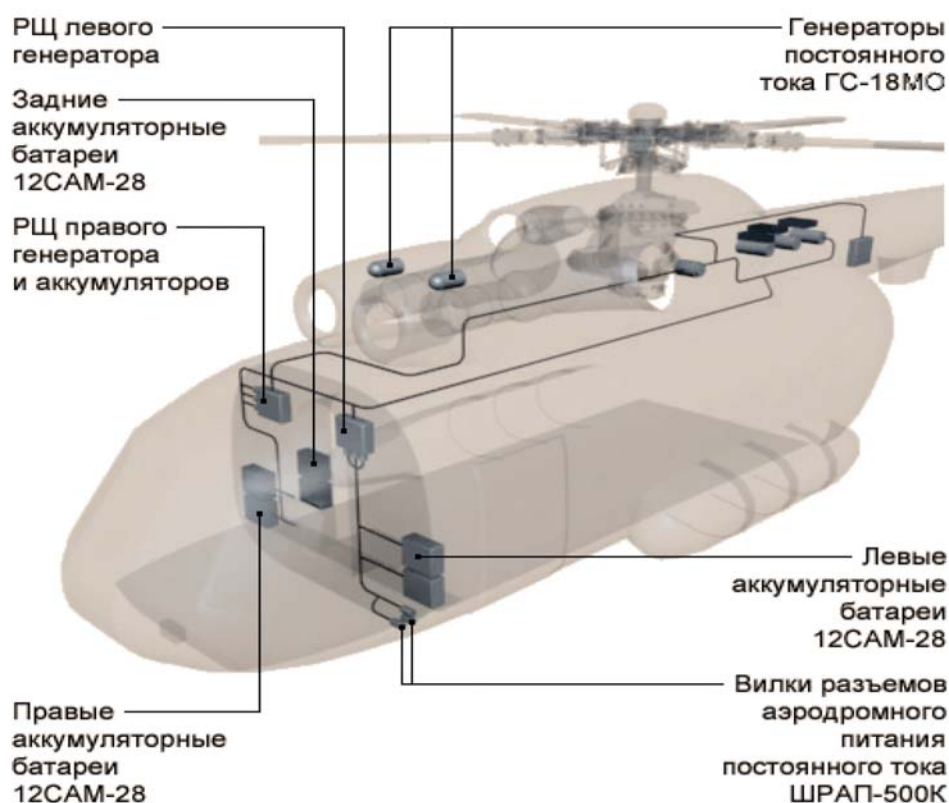


Рисунок 1.4. Источники постоянного тока и их распределительные устройства

При работающих двигателях и включенных генераторах постоянного тока ГС-18ТМО-1000 и аккумуляторных батареях все распределительные шины постоянного тока находятся под напряжением. Они электрически связаны между собой с помощью контакторов и образуют единую магистральную сеть постоянного тока. При этом происходит подзарядка аккумуляторных батарей.

При выходе из строя одного из генераторов его шина автоматически отключается от общей магистрали, а потребители, подключенные к ней, обесточиваются, сигнальная лампочка отказа генератора начинает мигать. При выходе из строя обоих генераторов под током остается только аккумуляторная шина, питающаяся от аккумуляторных батарей. К этой шине подключены наиболее ответственные потребители, без которых полет затруднен или не возможен.

При неработающих генераторах все шины постоянного тока вертолетной сети могут быть подключены к аккумуляторным батареям с помощью выключателя «СЕТЬ НА АККУМУЛЯТОР».

При выходе из строя генератора переменного тока СГО-30У (УРС-А) потребители, питающиеся переменным однофазным током напряжением 115В и 36В, автоматически подключаются к преобразователю ПО-750А, который автоматически запускается и работает как резервный источник переменного однофазного тока 115В.

При выходе из строя основного преобразователя ПТ-500Ц (ЦБ) потребители трехфазного переменного тока напряжением 36В автоматически переключаются на питание от запасного преобразователя ПТ-500Ц (ЦБ).

Все электрооборудование вертолета разделяется на группы целевого назначения – фидеры. Каждый фидер защищен предохранителем или автоматом защиты сети, что позволяет производить включение его под ток, а также проверку каждого фидера независимо от других.

Устройства распределения электроэнергии и аппаратура защиты системы распределения постоянного тока сосредоточены в основном на панелях АЗС электропультов пилотов, приведенных на рисунках 1.4, 1.5, 1.6 и основном электропульте пилотов - щитке энергетике постоянного тока, представленном на рисунке 1.12., на распределительных щитах (РЩ), в распределительных коробках (РК). Органы управления большинством потребителей электроэнергии и приборы контроля электроэнергии расположены также на электропульте пилотов. Конструктивно агрегаты и элементы электрооборудования размещены с учетом удобства доступа в эксплуатации и возможности быстрой замены неисправной электроаппаратуры.

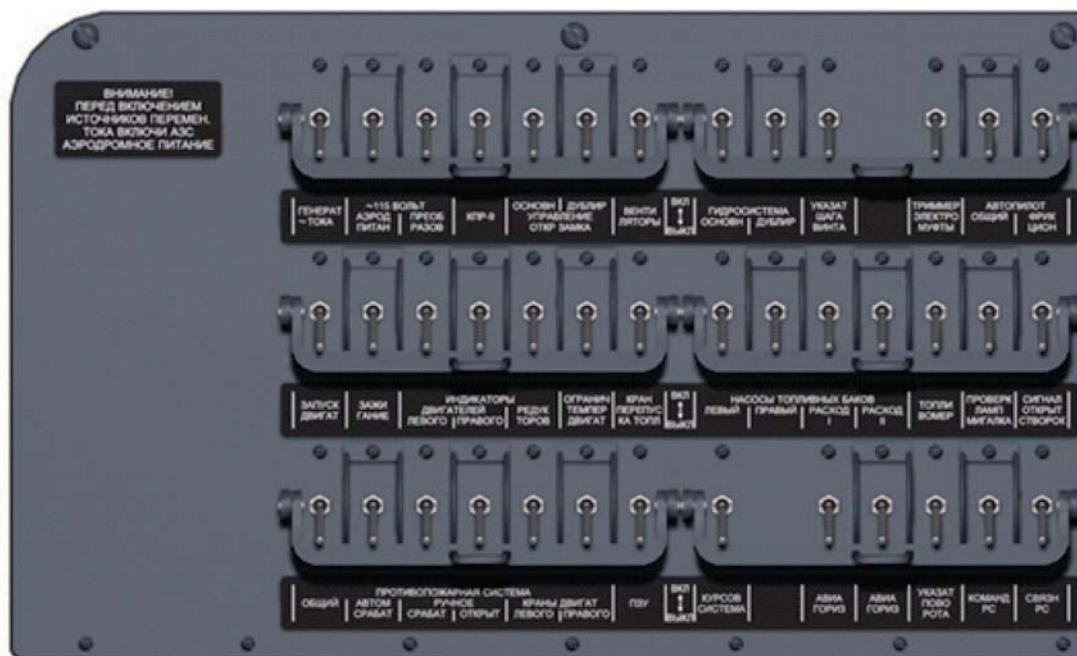


Рисунок 1.5. Панель АЗС левого электропульта

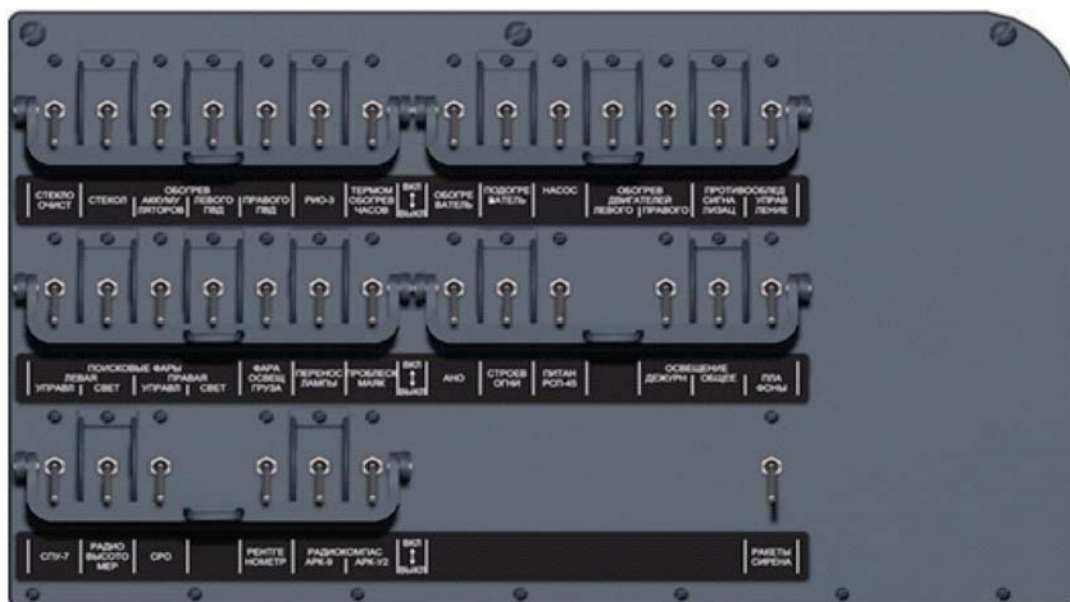


Рисунок 1.6. Панель АЗС правого электропульта

## 1.5. Система энергетики постоянного тока

### 1.5.1. Генераторы-стартеры постоянного тока ГС -18ТМО-1000

Генераторы-стартеры постоянного тока ГС -18ТМО-1000 – это два генератора - стартера (установлены по одному на каждом двигателе, которые обеспечивают в стартерном режиме – запуск двигателей ТВ2-117А (АГ), а в генераторном режиме – питание электрооборудования вертолета постоянным током.

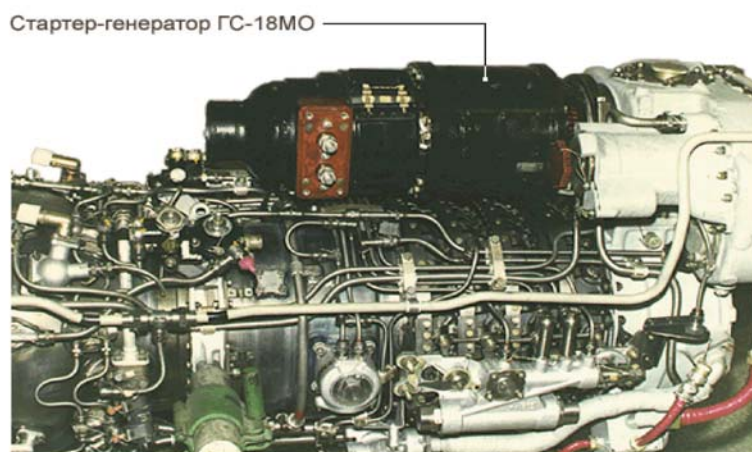


Рисунок 1.7. Установка генератора - стартера ГС18ТМО-1000 на левом двигателе ТВ2-117А

Генераторы – стартеры установлены на задних крышках коробок приводов двигателей и приводятся во вращение валом турбокомпрессора двигателя. Генераторы – стартеры ГС-18ТМО-1000 (ГС – 18МО)

в генераторном режиме являются основными источниками постоянного тока на вертолёте Ми-8Т, а в стартерном режиме используются в качестве электростартера при запуске двигателей как от бортовых аккумуляторных батарей так и от аэродромного источника питания. Работа ГС-18 в стартерном или в генераторном режиме основана на принципе электромеханики, связанном с использованием взаимодействия электромеханических процессов для целенаправленного преобразования энергии - электрической в механическую, или, наоборот механической в электрическую[1]. Основопологающий закон электромеханического преобразования поясним в этом разделе на примере использования магнитного поля как универсального энергоносителя, рассмотрим структуру энергоносителя и основные физические процессы электромеханического преобразователя с учетом последних достижений в теории и практике создания и эксплуатации электромеханических машин[1]. Машина, в которой реализуется такое преобразование, называется электромеханическим преобразователем (ЭМП), или электрической машиной (ЭМ). Закон электромагнитного взаимодействия устанавливает закономерность взаимодействия проводника, контура или отдельных проводников с током, находящимся в магнитном поле. и закономерность возникновения электродинамической (или электромагнитной) силы, действующей на проводник с электрическим током или на тело из ферромагнитного материала, расположенные в магнитном поле. Направление движения проводника с током, находящемся в магнитном поле определяется по правилу «левой руки».

Машины, в которых для преобразования энергии используется магнитное поле, называются также индуктивными, В таких машинах в качестве энергоносителя используется магнитное поле.

ЭМП является весьма экономичным преобразователем энергии.

В его конструктивных элементах, определяются функциональные особенности различных типов электрических машин. Закономерности преобразования энергии в индуктивных ЭМП определяются основными параметрами электрических, магнитных и механических процессов и физическими законами, устанавливающими связи между различными величинами. Важнейшими для понимания физической природы электромеханического преобразования энергии являются закон электромагнитной индукции и закон электромагнитного взаимодействия. магнитного поля, длиной проводника, числом витков обмоток Напомним кратко эти законы в терминах и понятиях, наиболее часто употребляемых в теории ЭМП. [1]. Закон электромагнитной индукции

устанавливает закономерность возникновения ЭДС в электрических контурах или отдельных проводниках, помещенных в магнитном поле. В отдельных проводниках индуцируется ЭДС, величина которой определяется напряженностью магнитного поля, длиной проводника и скоростью перемещения проводника в магнитном поле.

Этот закон удобно рассматривать в формулировке М. Фарадея, определяющей, что в проводнике длиной  $l$ , движущемся в однородном магнитном поле перпендикулярно линиям индукции  $\mathbf{B}$ , со скоростью  $\mathbf{v}$ , индуцируется ЭДС, величина которой определяется следующей зависимостью

$$\varepsilon = Blv. \quad (1.1)$$

Направление этой ЭДС определяется по правилу «правой руки». Величина ЭДС определяется скоростью изменения магнитного потока  $\Phi$ , как дифференциал изменения магнитного потока по времени, т.е.  $d\Phi$  по  $dt$ , или скоростью изменения магнитного потока  $\Phi$ , сцепляющегося с контуром (с обратным знаком)

$$\varepsilon = -\frac{d\Phi}{dt}. \quad (1.2)$$

В контуре, состоящем из  $w$  витков, при условии, что все трубки потока  $\Phi$  сцепляются со всеми витками контура, величина ЭДС определяется скоростью изменения потокосцепления с контуром (с обратным знаком), которая определяется следующим выражением

$$\varepsilon = -\frac{d\Psi}{dt} = w\dot{\Phi}. \quad (1.3)$$

При более сложном распределении потокосцепления  $\Psi$  величина ЭДС определяется с учетом реальной картины магнитного поля.

Принято различать ЭМП, которые могут быть использованы в качестве источника электрической энергии (генераторы) и при необходимости в качестве источника механической энергии (электродвигателя или электрического стартера).

ЭМП с более сложным целевым назначением принято относить к категории специальных электрических машин.

ЭМ в зависимости от назначения и способа его включения может работать в различных режимах преобразования энергии, как генератор или как электродвигатель.

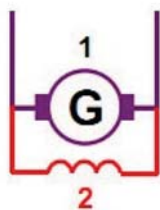


Рис. 1.8. Схема работы генератора- стартера постоянного тока ГС-18 в генераторном режиме с параллельным питанием обмотки возбуждения генератора. 1 - якорь, 2 - обмотка возбуждения. Регулировочные реостаты тока возбуждения на схеме не показаны.

В генераторном режиме генератор-стартер ГС-18 преобразует механическую энергию авиационного двигателя в электрическую энергию постоянного тока.

В стартерном режиме при запуске авиационного двигателя ГС-18 преобразует энергию постоянного тока, в механическую энергию- для вращения ротора турбины авиационного двигателя.

Эти процессы электромеханического преобразования (ЭМП) обусловлены двойственным законом электромагнитной индукции и законом электромагнитного взаимодействия. Последний закон устанавливает закономерность возникновения электромагнитной (или электродинамической) силы, действующей на проводник с электрическим током или на тело из ферромагнитного материала, помещенные в магнитном поле.

### 1.5.2. Конструкция и работа генератора-стартера постоянного тока ГС -18ТМО-1000

Конструктивно генератор - стартер постоянного тока ГС -18ТМО-1000 состоит из якоря и статора. Вращающаяся часть - ротор генератора называется якорем. Внешний вид якоря приведен на рисунке 1.9. а внешний вид статора генератора приведен на рисунке 1.10.

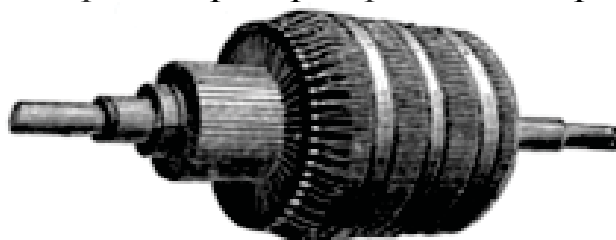


Рисунок 1.9. Якорь генератора постоянного тока ГС-18, цилиндр среднего диаметра — коллектор.

Сердечник якоря изготавливается из электротехнической стали. Якорь собирается из стальных пластин с углублениями, в которые укладываются обмотки. Во избежание потерь на вихревые токи сер-



дечник якоря набирается из отдельных стальных листов зубчатой формы, которые образуют впадины (пазы), в которые укладывается якорная (силовая) обмотка. В мощных генераторах, типа ГС-18, якорная обмотка ротора изготавливается из медных шин - полос прямоугольной формы. Их концы подсоединяются к коллектору, состоящему из медных пластин, разделенных диэлектриком. Коллектор, якорь с обмотками и вал электрической машины после сборки становятся единым целым. Чтобы под действием центробежных сил якорная обмотка не была вырвана из пазов её закрепляют на сердечнике бандажами. Обмотка якоря наносится на сердечник так, чтобы каждые два активных проводника, соединённых непосредственно и последовательно друг с другом, лежали под разными магнитными полюсами. Обмотка называется волновой, если провод проходит поочередно под всеми полюсами и возвращается к исходному полюсу, и петлевой, если провод, пройдя под «северным» полюсом, а затем под соседним «южным» полюсом, возвращается на прежний «северный» полюс. Рамка с током вращается в магнитном поле, а токосъём производится щётками с полуколец коллектора.

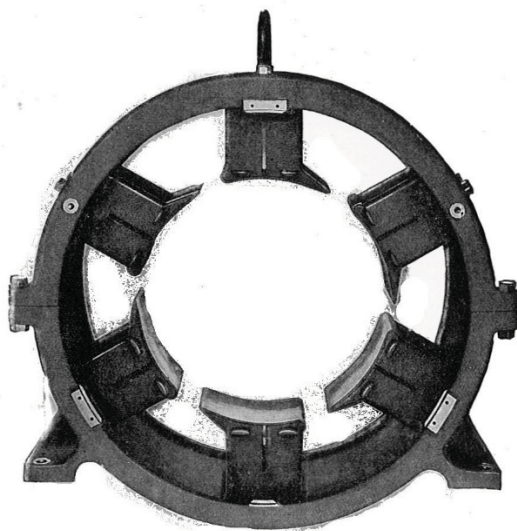


Рисунок 1.10. Ярмо - статор генератора постоянного тока ГС-18. Видны полюсные наконечники особой формы шести полюсного статора генератора

Остов (статор) генератора называется ярмом. К ярму прикреплены сердечники электромагнитов, крышки с подшипниками, в которых вращается вал генератора. Ярмо изготавливается из ферромагнитного материала (литая сталь). На сердечники электромагнитов насажены катушки возбуждения. Чтобы придать магнитным линиям магнитно-

го поля необходимое направление, сердечники электромагнитов снабжаются полюсными наконечниками. Электромагниты, питаемые постоянным током (током возбуждения) создают в генераторе магнитное поле. Катушка возбуждения состоит из витков медной изолированной проволоки, намотанной на каркас. Обмотки катушек возбуждения соединены друг с другом последовательно таким образом, что любые два соседних сердечника имеют разноимённую магнитную полярность.

Статор генератора является одновременно и его корпусом, на внутренней поверхности которого закрепляется несколько пар электрических магнитов, сердечники которых набраны из металлических пластин. В генераторе постоянного тока ГС-18 использовано независимое возбуждение магнитного поля постоянным током от аккумуляторов или от работающего на бортовую сеть генератора ГС-18 запущенного двигателя.

При параллельном возбуждении цепь электромагнитов включается параллельно с нагрузочной цепи якоря. Величина тока, протекающего по электромагнитам не зависит от нагрузки генератора. Такая схема генератора постоянного тока применяется в генераторе, работающем в стартерном и генераторном режимах. На каждом полюсе электромагнита смонтированы две изолированные обмотки возбуждения. Результирующее магнитное поле статора приведено на рисунке 1.11.

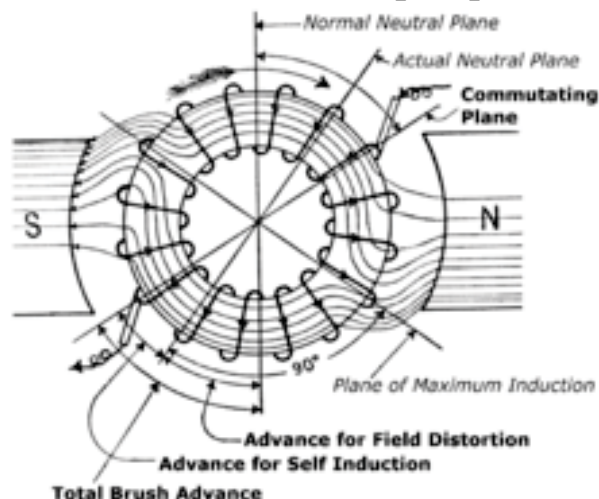


Рисунок 1.11. Результирующее магнитное поле статора

Среднее значение индуктированной электродвижущей силы в каждом из активных проводников якоря генератора равно:

$$\varepsilon = \frac{n}{60} \times 2\Phi, \quad (1.4)$$

где:  $n$  — число оборотов якоря в минуту;  $\Phi$  — магнитный поток полюсов в Вебер;  $\varepsilon$  — индуктированная электродвижущая сила в Вольт.

Активные проводники якоря генератора соединены последовательно друг с другом, индуцированная электродвижущая сила в них складывается. В многополюсной машине всегда имеется несколько пар параллельных ветвей якорной обмотки, поэтому средняя величина ЭДС  $\varepsilon$  в якорной обмотке равна

$$\varepsilon = z \times \Phi \quad (1.5)$$

или

$$\varepsilon = \frac{n}{60} \times 2\Phi \times z, \quad (1.6)$$

Где;  $z$ — число всех активных проводников на якоре генератора.

Многополюсный генератор имеет  $2p$  пар полюсов и его якорная обмотка состоит из  $2$ -х параллельных ветвей, средняя величина индуцированной электродвижущей силы генератора равна:

$$\varepsilon = \frac{p}{a} z \Phi \frac{n}{60} \quad (1.7)$$

Полная электрическая мощность, развиваемая генератором постоянного тока, равна произведению электродвижущей силы генератора  $E$  на величину полного тока  $I_a$  его якорной обмотки:

Полезная мощность  $P_1$ , отдаваемая генератором во внешнюю цепь, равна произведению электрического напряжения  $U$  на зажимах генератора на величину тока  $I$ , посылаемого генератором во внешнюю цепь:  $P_1 = UI$  где;  $P_1$  — полезная мощность в Ваттах;  $U$  — напряжение в Вольтах;

$I$  — ток в Амперах.

В генераторах постоянного тока неподвижны электромагниты, создающие магнитное поле с помощью статорных катушек возбуждения. А вращаются роторные катушки, в которых индуцируется электродвижущая сила и с которых производится съём тока. При вращении контура вместе с ним вращаются и полукольца вокруг их общей оси. Ток съём с полуколец осуществляется щётками. Так как щетки неподвижны, то они попеременно соприкасаются то с одним, то с другим полукольцом. Обмен полукольцами происходит в тот момент, когда синусоидальная электродвижущая сила в контуре переходит через своё нулевое значение. В результате каждая щётка сохраняет неизменной свою полярность. Если на полукольцах и имеется некоторое синусоидальное напряжение, то на щётках оно уже становится выпрямленным (в данном случае пульсирующим).

Другая, главная особенность генератора, состоит в способе съёма тока с катушек, который основан на том, что, если концы активных сторон контура присоединены не к контактным кольцам с изолированными промежутками между ними, то рамка с током даёт во внешнюю цепь выпрямленное электрическое напряжение, как показано на рисунке 1.12.

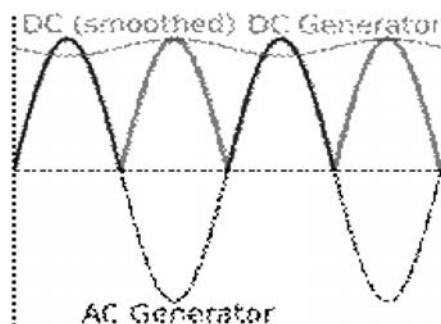


Рисунок 1.12. Пульсирующий ток, снимаемый с двух полуколец коллектора.

На верху рисунка показан выпрямленный и сглаженный ток, снимаемый с якоря с большим количеством контуров и коллекторных пластин.

На практике в генераторах постоянного тока применяют не один проволочный контур, а значительно большее их количество, вывод от каждого конца каждого контура присоединяется к собственной контактной пластине, отделённой от соседних пластин изолирующими промежутками. Совокупность контактных пластин и изолирующих промежутков называется коллектор, контактная пластина носит название коллекторная пластина. Весь узел в сборе (коллектор, щётки и держатели щёток) называется коллекторно-щёточным узлом. Материал, из которого изготавливают изолятор между коллекторными пластинами для равномерного износа подбирается таким образом, чтобы его твёрдость приблизительно равнялась твёрдости коллекторных пластин. В качестве изоляционного материала применяется, как правило, миканит (прессованная слюда). Коллекторные пластины, изготавливают из меди.

Включение генераторов в бортовую сеть производится выключателями ВГ-15К-2С «ГЕНЕРАТОРЫ – ЛЕВЫЙ» и «ГЕНЕРАТОРЫ – ПРАВЫЙ», установленными на правой панели электропульты пилотов, показанного на рисунке 1.13.

Генераторы включены в бортовую сеть параллельно и нагрузка распределяется между ними поровну с помощью регулирующих устройств - выносных сопротивлений и угольных регуляторов.

При отказе одного генератора другой генератор берет на себя всю нагрузку.

Нормальную работу источников постоянного тока обеспечивают следующие регулирующие устройства: – два регулятора напряжения РН-180 2-й серии с трансформаторами устойчивости ТС-9АМ12 и выносными сопротивлениями ВС-25Б, а также два дифференциально-минимальных реле ДМР-600Т 2-й серии; два автомата защиты сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения АЗП-8М 4-й серии (АЗП-8М 6-й серии, или АЗП-А2).

### **1.5.3. Регулирование напряжения генераторов постоянного тока**

Для нормальной работы потребителей напряжение, подаваемое к их зажимам, должно иметь постоянное значение, равное номинальной величине. Частота вращения якоря и нагрузка генератора не остаются постоянными, причем частота вращения якоря генератора изменяется вследствие того, что при различных режимах изменяется частота вращения вала авиадвигателя, от которого генератор приводится во вращение.

Напряжение генератора

$$U = E - I_{\text{я}} R_{\text{я}} \quad \text{или} \quad U = C_E \Phi n - I_{\text{я}} R_{\text{я}}, \quad (1.8)$$

где;  $E$  – ЭДС генератора;  $I_{\text{я}}$  – ток в обмотке якоря генератора;  $R_{\text{я}}$  – сопротивление обмотки якоря генератора;  $C_E$  – постоянный коэффициент;  $\Phi$  – магнитный поток полюсов;  $n$  – частота вращения якоря генератора. Ток в обмотке якоря генератора изменяется в зависимости от нагрузки.

Из формулы 1.8 видно, что при изменении тока нагрузки и частоты вращения якоря генератора изменяется его напряжение. ЭДС генератора при минимальной частоте вращения якоря и без нагрузки равна величине 31В, а при максимальной частоте вращения – 80-100В, т.е. при изменении частоты вращения от минимальной до максимальной ЭДС изменяется на 300%.

Для поддержания напряжения генератора постоянным при различных условиях работы генератора необходимо регулировать величину напряжения, которая производится с помощью регулятора напряжения РН-180 и выносного сопротивления ВС-25Б, последний располо-

жен на щитке энергетике постоянного тока, который представлен на рисунке 1.13.



Рисунок 1.13. Щиток энергетике постоянного тока

Если генератор не работает (не подключен или отказал) на щитке энергетике постоянного тока горит красное соответствующее сигнальное табло: «ОТКАЗАЛ ЛЕВЫЙ ГЕНЕРАТ», или «ОТКАЗАЛ ПРАВЫЙ ГЕНЕРАТ», показанные на рисунке 1.13.

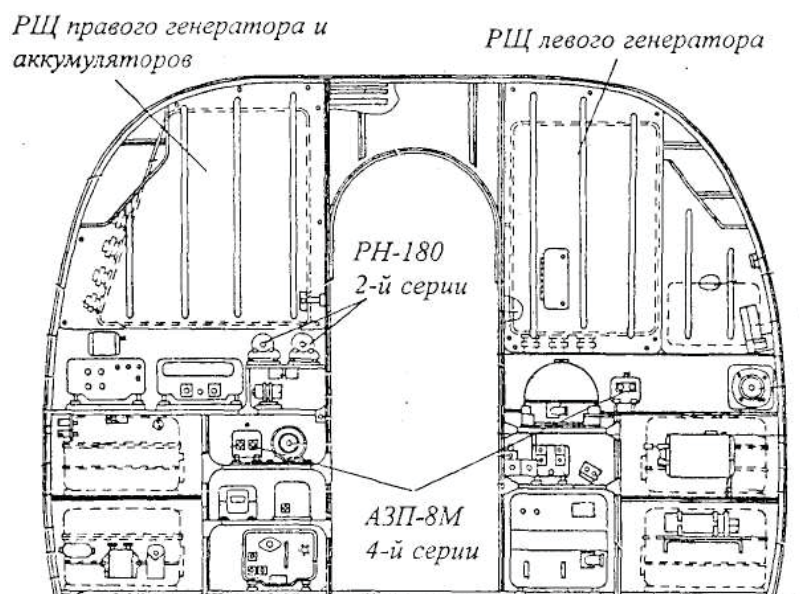


Рисунок 1.14. Установка РН-180 и АЗП-8М

РН-180 установлены на правой этажерке в кабине пилотов, ВС-25Б – на левой панели электропульты пилотов, ТС-9АМ12 – в РЩ генераторов, АЗП-8М – на правой и левой этажерках, ДМР-600Т – в РЩ генераторов. Места установки РН-180 и АЗП-8М показаны на рисунке 1.14.

#### 1.5.4. Угольный регулятор напряжения РН-180

Регулятор напряжения РН-180 (РН-180 2-й серии) - устройство, предназначенное для автоматического поддержания напряжения генератора постоянного тока в заданных пределах при изменении его нагрузки и частоты вращения, а также равномерного распределения нагрузки между параллельно работающими генераторами. Регулятор напряжения производит автоматическое поддержание постоянной величины заданного выносным сопротивлением напряжения генератора при изменении скорости вращения якоря генератора в диапазоне рабочих оборотов и при изменении нагрузки генератора.

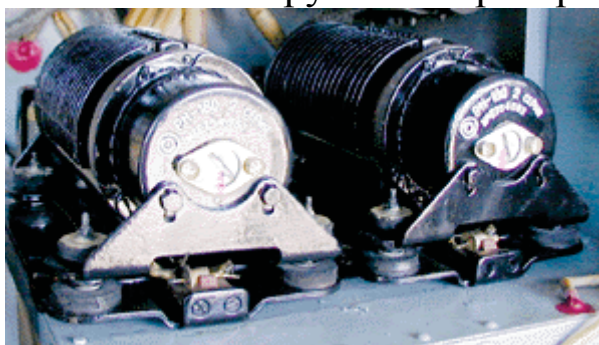


Рисунок 1.15. Регуляторы напряжения РН-180 2-й серии

Регулятор напряжения РН-180 представляет собой электромагнитный регулятор реостатного типа с плавным изменением сопротивления угольного столба регулятора, включенного последовательно в обмотку возбуждения генератора.

Регулирование напряжения генератора осуществляется путем изменения сопротивления обмотки возбуждения, путем его механического сжатия или ослабления, в результате чего при регулировании изменяется ток возбуждения генератора, который увеличивается или уменьшается, и напряжение генератора соответственно изменяется возрастает или снижается до заданного уровня.

Регулятор напряжения работает совместно с трансформатором устойчивости ТС-9АМ12 и выносным сопротивлением ВС-25Б.

### 1.5.5. Трансформаторы устойчивости ТС-9АМ12

Трансформаторы устойчивости ТС-9АМ12 предназначены для повышения устойчивости работы системы регулирования напряжения генераторов ГС-18 при изменении частоты вращения генератора и при резком изменении тока нагрузки. Их работа показана на схеме рисунка 1.15. Трансформаторы устойчивости работают как индуктивный сглаживающий фильтр и автоматически гасят колебания тока обмотки возбуждения генератора при колебаниях напряжения генератора и тока нагрузки бортовой сети, Трансформаторы устойчивости установлены в РК генераторов. Схема регулирования напряжения генератора постоянного тока показана на рисунке 1.16.

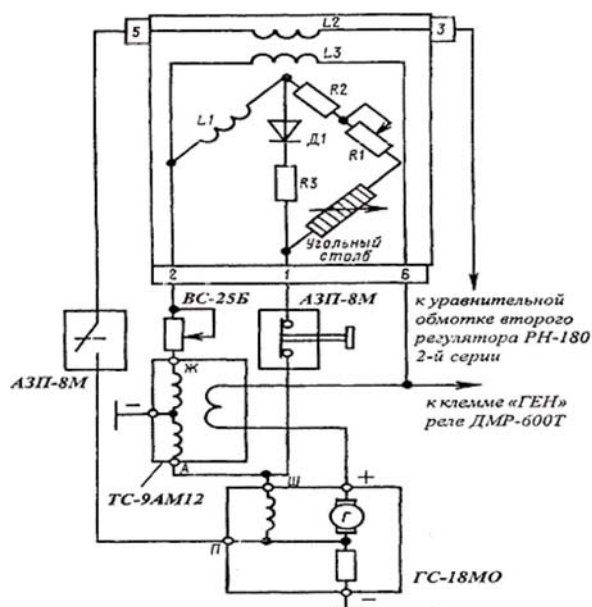


Рисунок 1.16. Регулирование напряжения генератора постоянного тока

### 1.5.6. Защита генераторов постоянного тока

В качестве комплексных аппаратов защиты генераторов постоянного тока на вертолете используются дифференциальные минимальные реле типа ДМР-600Т. место установки которых приведено на рисунке 1.17.

Дифференциальное минимальное реле ДМР-600Т каждого генератора обеспечивает следующие функции: - дистанционное включение и отключение генератора постоянного тока.



ДМР-600Т автоматически подключает генератор к сети, когда его ЭДС на  $0,2 \div 1$ В превышает напряжение бортовой сети, и сигнализирует об этом погасанием красной лампы отказа генератора;

- автоматически отключает генератор от бортовой сети, при понижении его напряжения, тем самым предотвращает протекание обратного тока через генератор, - включает красную сигнальную лампу отказа генератора; - включает сигнальную лампу отказа генератора при обрыве силового провода от генератора до реле ДМР;

- исключает возможность включения генератора в сеть с неправильной полярностью напряжения;

- автоматически отключает генератор от бортовой сети при обратном токе 25...50А;

- предотвращает подключение генератора к бортовой сети при обратной полярности напряжения генератора.



Рисунок 1.17. Установка ДМР-600Т и ТС-9АМ12 в РК генераторов

### 1.5.7. Автоматы защиты сети от перенапряжения АЗП-8М

Автоматы защиты сети от перенапряжения АЗП-8М 4-й серии (АЗП-8М 6 сер., АЗП-А2) 2 шт предназначены для защиты потребителей электроэнергии постоянного тока от резкого возрастания напряжения генератора, которое происходит в случае обрыва рабочей обмотки или спекания шайб угольного регулятора напряжения. Внешний вид АЗП-8М приведен на рисунке 1.18.

АЗП-8М обеспечивает защиту сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения (в случае перевозбуждения любого параллельно работающего генератора). В цепь каждого генератора включено по одному автомату защиты сети от перенапряжения, который автоматически отключает генератор от бортовой сети через силовые контакты ДМР-600Т при повышении напряжения генератора до величины  $31,5 \pm 0,5$ В.



Рисунок 1.18. Внешний вид АЗП-8М

Причиной повышения напряжения генератора является его перевозбуждение, возникающее из-за: отказа регулятора напряжения РН-180 (наиболее характерные отказы регулятора напряжения происходят в случае обрыва его рабочей обмотки или спекания шайб угольного столба, происходящем при резком изменении нагрузки на генератор ГС-18М0 в переходных режимах в случаях, происходящих, как правило, при выключении мощных потребителей электроэнергии).

•

### **1.5.5. Параллельная работа генераторов постоянного тока**

• На вертолете применяют несколько генераторов и аккумуляторных батарей, включенных на параллельную работу. Количество генераторов постоянного тока, устанавливаемых на вертолете, равно числу авиадвигателей.

• Увеличение потребителей электроэнергии на ВС требует увеличения мощности генераторов и аккумуляторных батарей, которое обеспечивается параллельной работой источников постоянного тока.

• При параллельной работе генераторов постоянного тока на общую сеть требуется выравнивание токов нагрузки генераторов, путем регулирования напряжения генераторов с помощью выносных сопротивлений ВС-25Б.

### **1.5.6. Аккумуляторные батареи**

В качестве резервных источников питания постоянным током на вертолете установлены шесть кислотных аккумуляторных батарей 12-САМ-28, обеспечивающих как автономный запуск двигателей, так и проверку оборудования вертолета при неработающих двигателях и отсутствие аэродромного источника постоянного тока.

Обозначение аккумуляторной батареи 12-САМ-28 следующее: 12 - число последовательно соединенных аккумуляторов в батарее;

САМ - стартерная авиационная моноблочная аккумуляторная батарея;

28 - номинальная емкость аккумуляторной батареи в А·ч.,

Свинцовые аккумуляторы обладают высокой надежностью, выгодным соотношением цена/качество, пригодны к утилизации, их производство является массовым, а процесс развития не стоит на месте и совершенствуется. Значимость аккумуляторной батареи в составе современных транспортных средств возрастает. Кислотный (свинцовый) аккумулятор является достаточно простым устройством. Он состоит из свинцовых пластин, погруженных в сосуд, наполненный электролитом. В состав стандартной АКБ 12-САМ-28 входят 12 гальванических элементов которые соединены последовательно и размещены в специальном корпусе. Между собой элементы разделены перегородками. Гальванический элемент – основная составляющая аккумулятора. Он состоит из двух электродов разноименной полярности, которые представляют собой блок решетчатых пластин из свинца. Ячейки пластин заполнены активным веществом - губчатым свинцом. Чтобы электроды не замыкались, между ними располагается сепаратор - пористый изолирующий материал. Он не препятствует циркуляции электролита внутри блока, и предотвращает соприкосновение разноименных электродов. Этот блок электродов погружен в электролит - смесь 38-процентной серной кислоты и дистиллированной воды. Свинец и кислота вступают в реакцию.

электролит готовят из аккумуляторной серной кислоты  $H_2SO_4$  и дистиллированной воды, плотность электролита с учетом добавления сернокислого натрия, составляет  $1,285+0,005$  г/см<sup>3</sup>, допуск  $+0,01$  г/см<sup>3</sup>, уровень электролита в АКБ должен быть на 6-8 мм выше предохранительного щитка. Электролит, попавший на поверхность аккумуляторной батареи, удаляют чистой ветошью, смоченной в 10%-ном растворе аммиака или кальцинированной соды.



Рисунок 1.19. Аккумуляторная батарея 12-САМ 28



Рисунок 1.20. Контейнер аккумуляторной батареи

Теплоизоляционный контейнер аккумуляторной батареи представляет собой электрообогреваемый металлический ящик, обклеенный внутри и снаружи стеклотканью. Крышка контейнера запирается патефонными замками. На стенке контейнера укреплена соединительная розетка электропитания и штуцер дренажа (газоотвод). По стенкам контейнера вмонтированы четыре обогревательных элемента из нихромовой проволоки. При задвигании контейнера в нишу до упора штуцер дренажа и розетка аккумуляторной батареи соединяются соответственно с газоотводом и вилкой бортовой электрической сети вертолета.

Химическая реакция заряда свинцовой АКБ происходит следующим образом:



В процессе заряда в результате химической реакции происходит разрушение свинцового положительного электрода, образуется двуокись свинца ( $\text{PbO}_2$ ), свинец ( $\text{Pb}$ ) и серная кислота ( $\text{H}_2\text{SO}_4$ ), концен-

трация серной кислоты увеличивается, заряженный аккумулятор после формирования содержит на положительном электроде двуокись свинца, а на отрицательном — губчатый свинец, В процессе заряда в аккумуляторе накапливается электроэнергия.

Серная кислота принимает непосредственное участие в электродных реакциях и является активным веществом наравне со свинцом и двуокисью свинца. На электродах свинцового аккумулятора во время заряда, разряда и отдыха наблюдается выделение газов, главным образом водорода и кислорода. Во время заряда происходит газовыделение в результате неполного использования зарядного тока. После окончания заряда в течение некоторого времени происходит постепенное уменьшение выделения газов, образовавшихся при заряде и задержавшихся в порах активных масс и сепараторов, а также в промежутках между электродами и сепараторами. Причиной газовыделения в период разряда и бездействия аккумулятора являются реакции, связанные с процессом саморазряда аккумулятора.

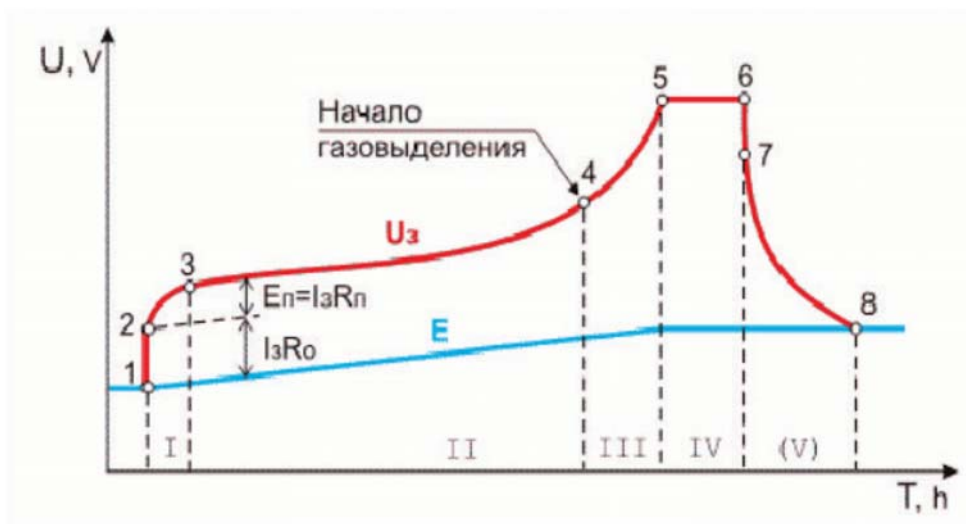


Рисунок 1.21. Химические процессы в кислотной АКБ - I II III этапы при заряде и - IV V этапы при разряде.

В процессе разряда, образуется вода ( $\text{H}_2\text{O}$ ) и сульфат свинца ( $\text{PbSO}_4$ ), который появляется вновь. Концентрация серной кислоты увеличивается. Постепенно накапливается и восстанавливается химическая энергия, которая в дальнейшем, при разряде химическая будет преобразована в электрическую энергию. Химические процессы в кислотной АКБ при заряде и разряде показаны на рисунке 1.21, а электрические процессы показаны на рисунке 1.22.

при заряде АКБ малыми силами тока в чистом растворе серной кислоты создаются условия для прохождения катодных процессов та-

кие же, как при разряде на положительном электроде свинцового аккумулятора.

в свинцовом аккумуляторе имеет место концентрационная поляризация. При заряде и разряде аккумулятора в порах активной массы в результате химической реакции происходит изменение концентрации кислоты, выравнивание которой происходит за счет кислоты, находящейся в сосуде и этот процесс отстает от процесса расходования или образования кислоты. Для объяснения различного напряжения, наблюдаемого при заряде и разряде, достаточно представить, что при заряде током нормальной силы концентрация серной кислоты в порах активной массы на 20—30% выше, чем в электролите, а при разряде на 10% — ниже. После заряда измеряется номинальная емкость АКБ при определенных условиях: 1. Аккумулятор должен быть полностью заряжен; 2. В течение 20-часового непрерывного разряда ток по величине должен быть равен 1/20 емкости АКБ; 3. Температура электролита - около 25 °С; Напряжение на выводах АКБ должно быть не менее 24,5В.

При подключении нагрузки батарея начинает разряжаться и аккумулятор отдает электрическую энергию потребителям бортовой сети в виде тока, накопленного в процессе заряда в результате химических реакций, происходящих при электролизе. Химическая энергия, накопленная в аккумуляторе, преобразуется в электрическую энергию. Количество воды в электролите увеличивается, а концентрация серной кислоты уменьшается. Происходит химическая реакция следующего вида:



Номинальная емкость отражает количество электроэнергии, которое может отдать аккумулятор. Значение емкости характеризует способность аккумулятора отдавать электрическую энергию. Рассчитать эту величину можно, определив значение силы тока на время. Измеряется в ампер-часах, т.е. у АКБ типа 12-САМ-28 номинальная емкость составляет 28А·ч. Емкость АКБ зависит от конструктивных параметров (материала электродов, их толщины и качества, материала сепараторов и др.), а также от температуры и плотности электролита, степени заряженности и режима разряда батареи. Величина емкости значительно снижается при низкой температуре и малой плотности электролита.

При технической эксплуатации необходимо контролировать зарядный режим аккумуляторных батарей, чтобы не допустить излишнего

перезаряда или недозаряда, сокращающих срок их службы; при этом величина зарядного напряжения должна соответствовать значению  $0,1$  емкости аккумуляторной батареи, т.е.  $2,8A$ . При установке АКБ на вертолет контролируется под нагрузкой ток  $12 A$  напряжение каждой АКБ, которое не должно быть ниже  $24V$ .

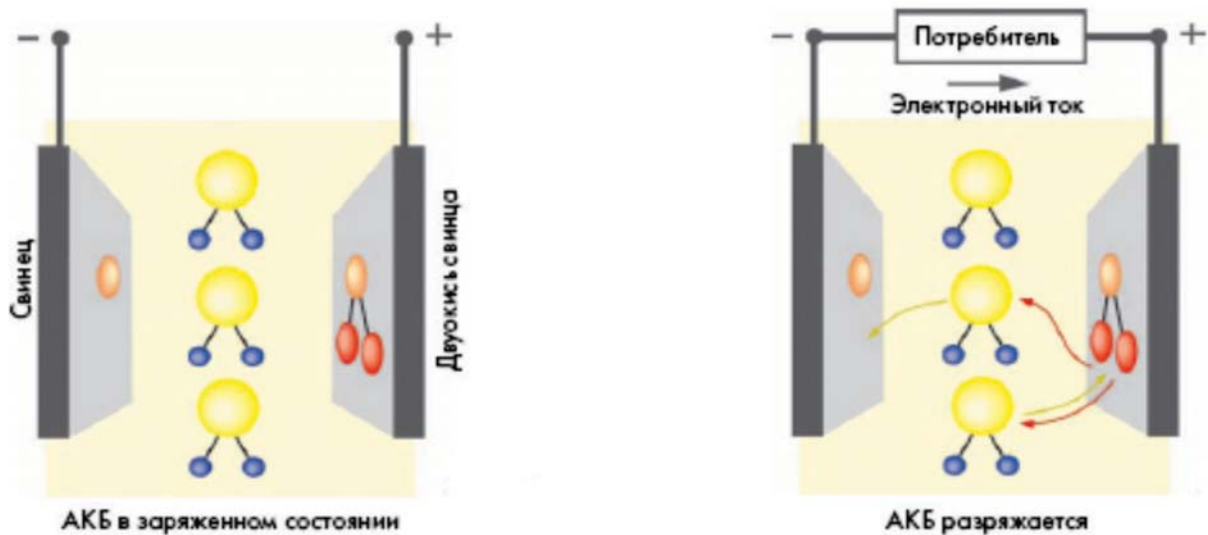


Рисунок 1.22. Электрические процессы в АКБ при заряде и разряде

В качестве нагрузки включают перекачивающий топливный насос или дальний свет фар. В процессе эксплуатации АКБ необходимо поддерживать уровень электролита в каждой банке, не допускать оголения пластин и их сульфатацию. В аккумулятор доливают исключительно дистиллированную воду и ни в коем случае не электролит. При низких температурах, зимой аккумуляторные батареи снимают с борта вертолета и хранят в теплом помещении.

Допускается установка на вертолеты МИ-8Т щелочных никель-кадмиевых аккумуляторных батарей фирмы VARTA марки F20/27H1C-MT или F20/27H1C-M1T. Батареи подобраны по габаритам и электрическому разъему таким образом, чтобы можно было установить щелочные батареи, в соответствующий вертолетный отсек без промежуточного контейнера. Техническое обслуживание щелочных батарей облегчено и включает следующие процессы: – ввод в эксплуатацию; подзаряд – 1 раз в 3 месяца; контроль электрических параметров – 1 раз в год.

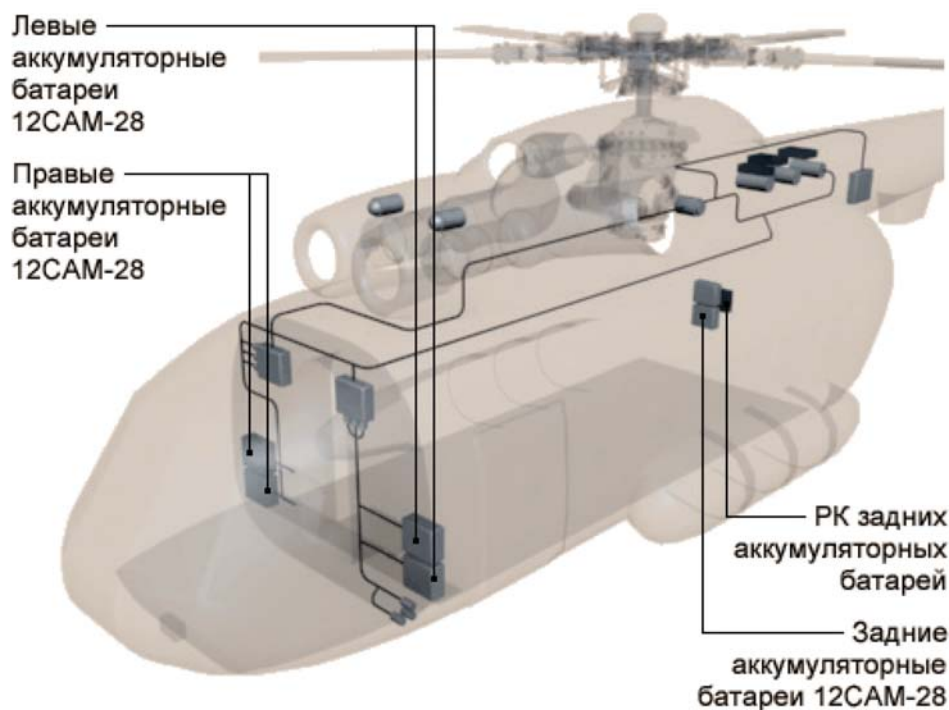


Рисунок 1.23. Расположение аккумуляторных батарей

На вертолетах грузового варианта четыре аккумуляторных контейнера установлены снаружи вертолета в нишах и два - внутри вертолета в коробах. С внешней стороны фюзеляжа вертолета ниши расположены между шпангоутами №4Н и 5Н, по две с каждой стороны вертолета. Два контейнера установлены в коробах в грузовой кабине у стенки шпангоута № 1 с правой стороны. В нишах левого борта установлены две аккумуляторные батареи № 3 и №4, в нишах правого борта – аккумуляторные батареи № 1 и №6, в грузовой кабине – аккумуляторные батареи № 2 и №5. Ниши закрываются крышками, подвешенными на петлях. Крышки запираются винтовыми морскими болтами.

На вертолетах пассажирского варианта аккумуляторные батареи № 2 и 5 размещаются в коробах, расположенных в пассажирской кабине по правому борту за перегородкой шпангоута № 16.

Для подключения аккумуляторных батарей к бортовой сети на правой панели электропульты пилотов установлено шесть выключателей ВГ-15К-2С (по одному на каждую аккумуляторную батарею). Кроме того, на той же панели расположен трехполюсный переключатель ЗППНГ-15К, имеющий три положения: «АККУМУЛЯТОРЫ», «АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ» и нейтральное положение. В зависимости от положения переключателя к аккумуляторной шине могут быть подключены аккумуляторные батареи или аэродромный источник питания. Отказ всех аккумуляторов определяется по загоранию



красного табло «ОТКАЗ АККУМУЛ» (Табло будет гореть только в случае, если включен один или оба генератора ГС-18).

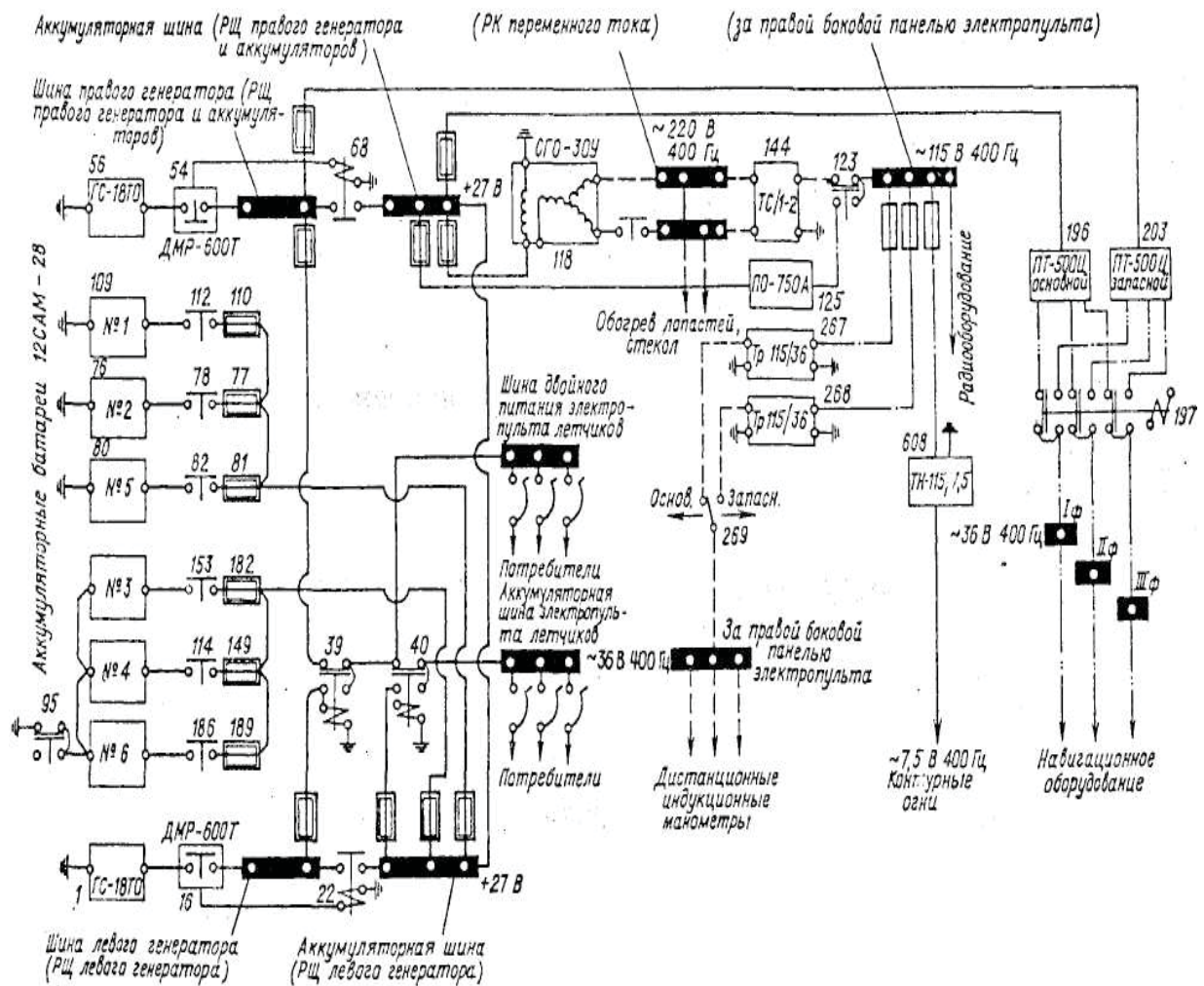
Оба генератора и аккумуляторные батареи включены в электрическую сеть параллельно. Нормальные условия параллельной работы источников постоянного тока обеспечиваются регулирующими устройствами.

Для подключения аэродромного источника питания к бортовой сети при запуске двигателей и проверке потребителей постоянного тока при неработающих двигателях на левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 4Н и № 5Н установлены две вилки разъемов ШРАП-500К аэродромного питания. При подключении к бортовой сети вертолета аэродромного источника типа АПА передний разъем по полету (№1) служит для подключения генератора аэродромного источника, задний (№2) – для подключения аэродромных аккумуляторов. Аэродромный источник питания подключается к бортовой сети с помощью переключателя ЗППНГ-15К «АЭРОДР ПИТАН - АККУМУЛ» на панели электропульты пилотов при переключении его в положение «АЭРОДР ПИТАН».

Для исключения возможного подключения к бортовой сети аэродромных источников с обратной полярностью в цепях их управления предусмотрено блокировочное реле.

При подключенном аэродромном источнике невозможно подключить к бортовой сети генераторы ГС-18 из-за наличия системы блокировки в цепях управления реле ДМР-600Т.

Для контроля работы источников электроэнергии постоянного тока по току и напряжению на правой панели электропульты установлены: один вольтметр В-1, шесть амперметров А-2К, два амперметра А-3К. Вольтметр В-1 предназначен для контроля напряжения источников постоянного тока. С помощью галетного переключателя вольтметр может быть подключен к зажимам шунтов Ш-3 амперметров левого и правого генераторов, к шинам левого и правого генераторов, к розеткам подключения аэродромного источника и к шине аккумуляторов.



- Сеть постоянного тока 27В
- Сеть переменного тока 200В 400Гц
- ..... Сеть переменного тока 115В 400Гц
- ..... Сеть трехфазного переменного тока 36В 400Гц,
- Сеть однофазного переменного тока 36В 400Гц

Рисунок 1.24. Схема резервирования источников постоянного и переменного тока

В сети постоянного тока вертолета передача электроэнергии от источников к потребителям осуществляется через систему распределительных устройств (распределительных шин), установленных в различных коммутационных устройствах.

## 1.6. Электрическая сеть вертолета

Электрическая сеть является связующим звеном между источниками и потребителями электроэнергии и включает в себя следующие элементы:

- электрические провода для передачи электроэнергии от источников к потребителям;
- разъемы электрической сети вертолета;
- распределительные устройства для приема электрической энергии от источников и распределения её между потребителями;
- аппаратуру защиты источников энергии, потребителей и проводов от коротких замыканий и перегрузок;
- коммутационную аппаратуру для управления электрической сетью;
- аппаратуру контроля работы источников и потребителей электроэнергии;
- устройства защиты от статического электричества;
- устройства защиты от помех для нормальной работы радиооборудования.

Электросеть в отсеке обогревателя КО-50, отсеках двигателей, противопожарной системы в редукторном отсеке выполнена проводом ПТЛ-200.

Для соединения термопар Т-80Т с измерителями температуры газов перед турбиной компрессора ИТГ-1Т и усилителями регуляторов температуры газов УРТ-27 применены компенсационные провода ФК-Х и ФК-А сечением 2,5 мм<sup>2</sup>.

Для уменьшения электрических помех в работе радиоэлектронной аппаратуры электросеть переменного тока напряжением 36В, 115В, 200В выполнена экранированным проводом БПВЛЭ сечением 0,35 - 50мм<sup>2</sup>.

Электросеть вертолета выполнена проводами с цветной изоляцией. Провода БПВЛ и БПВЛЭ имеют красный, желтый, голубой или белый цвет, обозначающий принадлежность к определенной системе:

- красного цвета – к системе вооружения;
- голубого цвета –к радиооборудованию;
- желтого цвета – сеть переменного тока;
- белого цвета –сеть постоянного тока.

Для защиты от механических повреждений все жгуты кабины пилотов, грузовой кабины, радиоотсека обмотаны полихлорвиниловой пленкой В-118, на жгуты редукторного отсека надеты хлорвиниловые трубки марки Б-230Т, жгуты отсека КО-50 обмотаны асбестовой лентой и стеклолентой, а жгуты двигательных отсеков обмотаны лентой из фторопласта-4 марки 40х0,1.

Для удобства монтажа, демонтажа, определения неисправностей и замены все провода на концах имеют буквенно-цифровую маркировку. Буквы и цифры показывают принадлежность провода соответственно к системе, фидеру.

Например, бирка провода – СПЗ-5означает:- буквы СП – сеть сигнализации о пожаре;- цифра 3 – номер участка (провод третьего участка);- цифра 5 – номер клеммы, контакта аппаратуры, к которой присоединяется провод.

Маркировка нанесена на хлорвиниловые трубки электропроводки-масло - бензо - морозостойкой несмываемой тушью.

Для удобства монтажа, демонтажа и возможности замены жгутов и отдельных проводов электрической сети в местах разъемов фюзеляжа, хвостовой и концевой балок, переходов из заднего отсека фюзеляжа в редукторный, из редукторного отсека в двигательный, у электропульта летчиков, приборных досок, распределительных коробок, на блоках готовых изделий установлены штепсельные разъемы типа ШР и клеммные колодки. Концы проводов, подходящих к штепсельным разъемам, заделываются путем заправки жил в гнезда штепсельных разъемов с последующей пайкой припоем 02, 03 или ПСр-2,5.

На футорках штепсельных разъемов имеются защитные хлорвиниловые чехлы для защиты штепсельных разъемов от проникновения масла, грязи, керосина в токонесущие части разъемов. Защитные чехлы крепятся к футоркам разъемов с двух сторон нитяным бандажом, который покрывается лаком.

Одновременно с применением штепсельных разъемов в местах прохода проводов через технологические соединения применяются унифицированные клеммные колодки 73К, 75К, НУ-7200-27 и специальные клеммные колодки, выполненные по чертежам завода-изготовителя вертолета. Концы проводов для подключения к клеммным колодкам заделываются в наконечники.

Передача электроэнергии на вертолете от источников к потребителям осуществляется через систему распределительных шин, установленных в различных коммутационных устройствах. Шина представля-

ет собой короткий участок силовой сети вертолета, выполненный из листовой меди толщиной 3...5мм.

На вертолете в сети постоянного тока имеются следующие распределительные шины:

- шина левого генератора;
- шина правого генератора;
- шина двойного питания;
- аккумуляторная шина.

Наличие системы шин обеспечивает надежную работу потребителей. Все шины соединяются между собой силовыми контакторами. При работающих и включенных генераторах-стартерах ГС-18МО и бортовых аккумуляторных батареях контакторы замыкаются и образуют единую электрическую сеть постоянного тока, при этом будет происходить подзарядка аккумуляторных батарей.

При отказе обоих генераторов аккумуляторная шина остается под напряжением 24В, а потребители, подключенные к генераторным шинам и шине двойного питания, обесточиваются вместе с этими шинами.

При необходимости использования потребителей, подключенных к генераторным шинам и шине двойного питания, следует включить выключатель «СЕТЬ НА АККУМУЛЯТОР».

В сети переменного тока передача электроэнергии от источников к потребителям осуществляется через следующие шины:

- шина переменного тока 1 фаза 200В 400Гц;
- шина переменного тока 1 фаза 115В 400Гц;
- шина переменного тока 1 фаза 36В 400Гц;
- шина переменного тока 2 фазы 36В 400Гц.
- шина переменного тока 3 фазы 36В 400Гц;

Для защиты электрической сети, а также источников и потребителей электроэнергии от перегрузок и коротких замыканий на вертолете применяются: автоматы защиты сети постоянного тока (АЗСГК), различные предохранители: стеклянно-плавкие (СП), инерционно-плавкие (ИП), тугоплавкие (ТП) и малоинерционные (ПМ) предохранители.

Аппаратура защиты размещена на электропульте летчиков, на распределительных щитках и в распределительной коробке переменного тока, а также на щитке предохранителей переменного тока в кабине экипажа и блоках радиоаппаратуры.

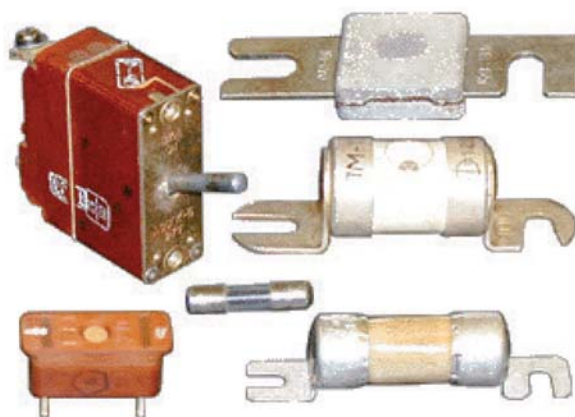


Рисунок 1.56. Предохранители и автомат защиты сети АЗСГК-5

Для управления потребителями электроэнергии на вертолете применена аппаратура как прямого, так и дистанционного коммутирования.

В аппаратуру прямого коммутирования входят выключатели, переключатели, в том числе и галетные переключатели, кнопки и микровыключатели. В аппаратуру дистанционного коммутирования входят реле и контакторы.

Для обозначения типов реле и контакторов принят специальный буквенно-цифровой код, обозначающий их основные конструктивно-технические данные.

Структура буквенно-цифрового кода следующая:

- буква на первом месте означает напряжение в цепи обмотки управления: М - менее 1 В; Ш - 6 В; П - 15 В; Т - 27 В; С - 115 В; Д - 200 В;

- буква на втором месте означает назначение данного аппарата, К - контактор или коммутационное реле; Д - детекторное реле; П - реле переменного тока; В - реле времени, срабатывающее с задержкой по времени; Т - реле тока, срабатывающее при определенной величине тока; Н - реле напряжения, срабатывающее при определенной величине напряжения;

- буква и цифра на третьем и четвертом местах совместно означают номинальную величину тока в цепи контактов, причем буква означает разряд величины тока: Н - ноль целых, т.е. силу тока, измеряемую в десятых, долях ампера; Е - единицы ампер; Д - десятки ампер; С - сотни ампер; Т - тысячи ампер, а цифра указывает на количество единиц данного разряда. Например, Е5 - 5А, Д1 - 10А;

- элементы, расположенные на пятом и шестом местах, означают количество и вид коммутируемых контактов данного аппарата. Цифра на пятом месте означает количество независимых нормально замкнутых контактов. Отсутствие данных контактов обозначается цифрой 0. Цифра, расположенная на шестом месте, означает количество независимых нормально разомкнутых контактов. Отсутствие данных контактов обозначается цифрой 0. Цифра, расположенная на пятом месте и буква П, расположенная на шестом месте, означают количество переключающих контактов;

- буква на седьмом месте показывает разновидность данного аппарата по режиму работы: Д - продолжительный режим, К - кратковременный режим, И - импульсный режим;

- на восьмом месте находится обозначение величины максимально допустимой температуры окружающего воздуха: 0 - 60°C; 0Д - 85°C; 1 - 100°C; 1Д - 125°C; 1П - 150°C; 2 - 200°C; 3 - 300°C; 4 - 400°C;

- любые буквы русского алфавита, стоящие на девятом и десятом местах означают разновидности данного аппарата по обмоточным данным, конструктивному исполнению, регулировочным параметрам, повышенной надежности и области применения.

Однотипные модификации коммутационной аппаратуры взаимозаменяемы между собой по электрическим параметрам и крепёжным точкам. Исключением являются реле типа ТКЕ, СПЕ с буквой Б в конце обозначения (например, ТКЕ54ПОДГБ).

**ВНИМАНИЕ.** *Запрещается устанавливать реле типа ТКЕ, СПЕ с буквой Б в конце обозначения в цепи коммутации переменного тока с разными фазами (реле выйдет из строя).*

На вертолете имеются следующие распределительные шины:

- шина левого генератора – установлена в РЩ левого генератора на шп. №5Н;

- шина правого генератора – установлена в РЩ правого генератора на шп. №5Н;

- шина двойного питания – установлена в правой панели АЗС;

- аккумуляторная шина – выполнена тремя участками, которые установлены в РЩ генераторов и панелях АЗС электропульты. При нормальном режиме работы эти участки соединены между собой.

Такая децентрализованная система шин обеспечивает надежную работу потребителей. Все шины соединяются между собой силовыми контакторами.

При исправно работающих генераторах и включенных аккумуляторах образуется единая электрическая сеть постоянного тока, при этом происходит подзарядка аккумуляторов. Левый генератор ГС-18МО подключен к шине левого генератора, правый – к шине правого генератора.

К шине правого генератора подключены следующие потребители:

- лебедка ЛПП-150 (электродвигатель № 1);
- запасной преобразователь трехфазного переменного тока ПТ-500Ц (ЦБ);
- вентилятор обогревателя КО-50;
- обмотка контактора переключения питания переменного тока 36В с основного преобразователя ПТ-500Ц (ЦБ) на запасной.

Шина двойного питания при нормальном режиме работы (при двух работающих генераторах ГС-18МО) питается от шины левого генератора, а при его отказе автоматически подключается к шине правого генератора. При отказе обоих генераторов эта шина обесточивается.

К шине двойного питания подключены следующие потребители:

- вентиляторы пилотов ДВ-3 (ДВ-302);
- термометр ТВ-19 измерения температуры воздуха в грузовой (пассажирской) кабине вертолета;
- управление обогревателем КО-50.

К участкам аккумуляторной шины в РЩ генераторов подключены следующие потребители:

- лебедка ЛПП-150 (электродвигатель № 2);
- основной трехфазный преобразователь ПТ-500Ц (ЦБ);
- обмотка возбуждения генератора переменного тока СГО-30У 4-й серии(СГО-30УРС-А);
- розетка питания топливозаправщика;
- однофазный преобразователь ПО-750А;
- электропульт пилотов.

К аккумуляторной шине электропюльта пилотов подключено большое количество основных (аварийных) потребителей электроэнергии (жизненно необходимых для полета).

При отказе обоих генераторов все три участка аккумуляторной шины будут под напряжением 24В, а потребители генераторных шин и шины двойного питания отключается вместе с этими шинами.

При необходимости использования потребителей генераторных шин и шин двойного питания следует включить выключатель «Сеть на аккумулятор».



Аккумуляторная шина электропульты пилотов имеет переключающий контактор, с помощью которого при исправных аккумуляторах она подключена к аккумуляторным шинам РЩ. При отказе аккумуляторов (генераторы один или оба работают) этот контактор обесточивается и подключает аккумуляторную шину двойного питания, при этом загорается табло «ОТКАЗ АККУМУЛЯТОРА».

## 1.7. Электрическая сеть внешнего питания

Питание бортовой сети вертолета на земле при неработающих двигателях должно осуществляться от наземного источника аэродромного питания АПА-50М, АПА-5, АПА-50, АПА-35 АПА-107. Для питания бортовой сети от наземного источника на левом борту вертолета установлены две розетки аэродромного питания 27В ШРАП-500К.

Вилки штепсельного разъема ШРАП-500К установлены на левом борту в носовой части фюзеляжа между шпангоутами №3Н и 4Н в специальных лючках и крепятся к обшивке вертолета за фланец лючка. Вилка ШРАП-500К имеет три штыря, обеспечивающих соединение с розеткой только в одном определенном положении. Два штыря являются силовыми, а третий (короткий) служит для управления включением аэродромного источника питания.

Для подключения к бортсети аэродромного источника переменного тока напряжением 115В на левом борту между шпангоутами №4Н и 5Н установлена вилка разъема аэродромного питания переменным током ШРА-200ЛК.

Контроль напряжения внешнего источника постоянного тока осуществляется по бортовому вольтметру В-1 при установке галетного переключателя контроля напряжения постоянного тока последовательно в положения «РОЗЕТКА 1», «РОЗЕТКА 2».

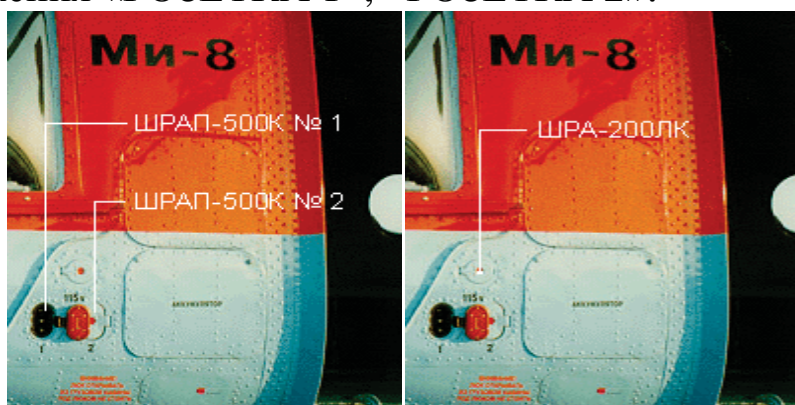


Рисунок 1.25. Розетки аэродромного питания

Для включения питания вертолета от аэродромного источника постоянного тока переключатель «АККУМУЛЯТОРЫ – АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ» необходимо поставить в положение «АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ», при этом будут гореть лампы табло сигнализации отказа генераторов. Подключение аэродромного источника питания для проверки оборудования вертолета можно произвести к любой розетки. При запуске двигателей обязательно нужно подключить обе розетки к кабелям АПА. При этом необходимо обеспечить правильность подсоединения кабелей АПА ШРАП 1 к розетке 1, а ШРАП 2 – к розетке 2. При подключении аэродромного источника с помощью двух розеток ШРАП-500К будут гореть два желтых табло «1-я РОЗЕТКА ВКЛЮЧЕНА», «2-я РОЗЕТКА ВКЛЮЧЕНА». Напряжение источника аэродромного питания проверяется при положении переключателя вольтметра «РОЗЕТКА 1», «РОЗЕТКА 2». Напряжение аэродромного источника должно находиться в пределах  $28,5 \div 30В$ .



Рисунок 1.26. Панель энергетики постоянного тока

Контактор (22) срабатывает и подключает шину левого генератора к аккумуляторной шине.

По окончании цикла запуска двигателя генератор-стартер ГС-18МО переходит в генераторный режим работы. В первоначальный момент поле возбуждения генератора создается остаточным магнетизмом полюсов, а по мере нарастания напряжения на клеммах якоря - током, обтекающим обмотку возбуждения.

Подключение генератора к бортовой сети осуществляется контактором Кр дифференциально-минимального реле ДМР-600Т (16), когда напряжение генератора превысит напряжение сети (если при этом включен выключатель (17) генератора и не подключены аэродромные источники питания).

При включении выключателя (17) образуется цепь: клемма «+» ДМР-600Т - предохранитель СП-5 (71) - контакты 1-2 реле (46) - контакты 1-2 реле (49) - контакт 1Ш1 АЗП-8М - контакт 5Ш2 АЗП-8М - выключатель генератора (17) - клемма «В» ДМР-600Т - обмотка реле Р2 ДМР-600Т. Реле Р2 срабатывает и подает напряжение на обмотку реле Р3, обмотку Ш и контакт дифференциального реле Р1 ДМР-600Т.

Схема ДМР-600Т подготавливается к работе. При превышении напряжения генератора по отношению к напряжению бортовой сети на  $0,2 \div 1$ В ток в шунтовой обмотке Ш дифференциального реле Р1 создает поток в магнитном зазоре, направленный навстречу потоку от постоянных магнитов при разомкнутых контактах. В этом случае контакты дифференциального реле Р1 замыкаются и образуют цепь: клемма «+» ДМР-600Т - контакты 1-3 реле Р2 - замкнутые контакты дифференциального реле Р1 - обмотка контактора Кр - контакты 2-1 реле Р5 - «масса». Контактор Кр срабатывает и подключает генератор к шине левого генератора.

Ток, протекающий через серийную обмотку С дифференциального реле Р1, будет удерживать его контакты в замкнутом состоянии.

При работающих генераторах будет происходить подзарядка аккумуляторных батарей.

При срабатывании контактора Кр ДМР-600Т питание от него подается на обмотки реле Р4 и Р5 в ДМР-600Т. Реле Р5 срабатывая, размыкает свои контакты 2-1 и вводит в цепь питания контактора Кр добавочное сопротивление R. Реле Р4 срабатывая, подключает шунтовую обмотку Ш дифференциального реле Р1 к клемме «+» генератора по цепи: клемма «+» ДМР-600Т - предохранитель СП-5 (71) - клемма «Б» ДМР-600Т - контакты 3-2 реле Р4, обеспечивая тем самым контроль

исправности силовой цепи на участке генератор - ДМР-600Т. Одновременно погаснет лампа-табло «ОТКАЗАЛ ЛЕВЫЙ ГЕНЕРАТ.» (28).

Номинальное напряжение генератора 28,5В, заданное выносным сопротивлением ВС-25Б (9), поддерживается регулятором напряжения РН-180 (8).

Угольный столб регулятора напряжения включен последовательно с обмоткой возбуждения генератора по следующей цепи: клемма «+» ДМР-600Т - контакт 6 ШР РН-180 - угольный столб РН-180 - контакт 1 ШР РН-180 - контакт 3Ш2 АЗП-8М - замкнутые контакты Кр (КНК) - контакт 3Ш1 АЗП-8М - контакты 4-3 контактора (65) - обмотка возбуждения генератора.

При повышении напряжения генератора увеличивается ток в рабочей обмотке L1 регулятора, следовательно, увеличивается и электромагнитное усилие, которое преодолевает противодействие мембраны и притягивает якорь к сердечнику. Давление на угольный столб уменьшается, его сопротивление увеличивается, что вызывает уменьшение тока возбуждения генератора, и напряжение последнего уменьшается.

Для осуществления параллельной работы генераторов в генераторном режиме в регуляторах напряжения РН-180 имеется обмотка L2, один конец которой подключен к клемме П генератора через замкнутые контакты реле Р3 АЗП-8М, а другой соединен с соответствующей обмоткой второго регулятора напряжения. При работе генератора контакты реле Р3 АЗП-8М замкнуты, так как на его обмотку через контакт 2Ш1 подается напряжение от клеммы «В» ДМР-600Т. Уравнительный ток, проходя через включенные навстречу друг другу обмотки L2 параллельной работы, повышает напряжение недогруженного генератора и снижает напряжение перегруженного.

Для обеспечения устойчивой работы системы регулирования служит стабилизирующий трансформатор ТС-9АМ12 (96).

При возрастании напряжения генератора до значения более 32В через определенный промежуток времени, зависящий от напряжения, сработает реле замедленного действия Р1 АЗП-8М, которое включит реле Р2. Обмотка реле Р1 получает при этом питание по цепи: клемма «+» ДМР-600Т - контакт 6 ШР РН-180 - угольный столб РН-180 - контакт 1 ШР РН-180 - контакт 3Ш2 АЗП-8М - контакты контактора Кр (КНК) - резисторы R1, R2.

Через замкнувшиеся контакты реле Р2 напряжение подается на обмотку контактора Кр (КНК), который срабатывает и выполняет следующие функции:

а) разрывает цепь питания обмотки возбуждения генератора через АЗП-8М;

б) обесточивает дифференциально-минимальное реле ДМР-600Т, разрывая цепь: клемма «+» ДМР-600Т - предохранитель СП-5 (71) - контакты 1-2 блокировочных реле (46, 49) - АЗП-8М - выключатель (17) генератора - клемма «В» ДМР-600Т. В результате ДМР-600Т отключает генератор от шины левого генератора. Лампа-табло «ОТКАЗАЛ ЛЕВЫЙ ГЕНЕРАТ.» (28) загорается;

в) отключает питание обмотки реле РЗ АЗП-8М. В результате цепь уравнивающей обмотки в РН-180 разрывается, что необходимо для обеспечения правильной работы работающего генератора.

При срабатывании контактора Кр (КНК) АЗП-8М кнопка контактора поднимается. Для приведения АЗП-8М в исходное положение необходимо нажать кнопку.

При повышении напряжения сети по отношению к напряжению генератора по серийной обмотке С дифференциального реле Р1 ДМР-600Т потечет обратный ток. При достижении током определенного значения контакты реле Р1 размыкаются, обмотка контактора Кр обесточивается и контактор отключает генератор от сети.

## **1.8. Техническое обслуживание системы энергетики постоянного тока**

Стартер-генераторы являются машинами постоянного тока, имеющими коллекторно-щеточный узел, который изнашивается по мере эксплуатации и требует замера величины щеток при эксплуатации с целью прогнозирования состояния коллекторно-щеточного узла а также замены щеток по мере их износа, и пополнение смазки в подшипниковых узлах. Измерение высоты щеток производится при периодическом техническом обслуживании вертолета. Удельный износ щеток за каждые 100 часов работы принят равным 2мм. Если высота любой щетки меньше допустимой, то принимается решение о замене всего комплекта щеток генератора (18шт). При замене щеток требуется их притирка для обеспечения бесискровой работы и возможности съема номинального значения мощности при работе в генераторном режиме и обеспечения максимальной величины потребляемого тока и мощности при работе в стартерном режиме. Замена и притирка щеток производится в электролаборатории цеха (участка) лабораторной проверки АиРЭО АТБ. При запуске и опробовании двигателей вертолета

проверяется работоспособность системы запуска двигателей и работа всей системы электроснабжения вертолета.

Аккумуляторные батареи требуют периодического обслуживания на аккумуляторной зарядной станции АТБ. При каждом периодическом ТО вертолета аккумуляторные батареи снимаются с борта вертолета и сдаются на ТО в АКЗС АТБ. На вертолете удаляется загрязнение контейнеров аккумуляторных батарей, удаляются следы коррозионного поражения контейнеров, а контейнеры подкрашиваются антикоррозионными красками. При ТО в АКЗС аккумуляторные батареи очищаются от загрязнения, в батареи доливаеется дистиллированная вода и подзаряжаются с помощью специальных зарядных устройств. После зарядки у кислотных аккумуляторных батарей проверяется емкость по величине плотности электролита в каждой банке, если плотность электролита составляет  $1,27 \pm 0,005 \text{ г/см}^3$ , то это свидетельствует о полной заряженности банки аккумуляторной батареи. Если плотность не соответствует норме, аккумуляторную батарею дополнительно подзаряжают и, если повторно она не выдерживает контроля по плотности электролита, то на вертолет ее устанавливать нельзя и ее бракуют. Щелочные аккумуляторные батареи после зарядки разряжают для контроля емкости по величине времени разряда и величине контрольного разрядного тока. Произведение контрольного разрядного тока 10А на время контрольного разряда аккумуляторной батареи до величины напряжения на аккумуляторной батарее равной 20В дает емкость аккумуляторной батареи. Емкость щелочной аккумуляторной батареи фирмы F20/27H1C-MT фирмы VARTA составляет 27А·час. Допускается эксплуатация аккумуляторных батарей при снижении емкости не более чем до 75% номинального значения емкости. После разряда аккумуляторной батареи ее вновь заряжают и после этого отдают для установки на вертолет. После установки аккумуляторных батарей на вертолет проверяют состояние каждой аккумуляторной батареи контрольной проверкой под нагрузкой. Кислотную аккумуляторную батарею проверяют током 12А для этого кратковременно в течение 2÷3 сек. включают посадочную фару и контролируют напряжение аккумуляторной батареи, которое должно под нагрузкой быть не ниже 24В. Щелочную аккумуляторную батарею проверяют под нагрузкой 50А, для этого включают топливные насосы и посадочную фару. Напряжение щелочной аккумуляторной батареи под нагрузкой должно быть не ниже 24В.

Опыт эксплуатации показал, что наибольшая доля неисправностей приходится на систему их подключения. Поэтому наиболее характерные неисправности рассмотрим именно по этой системе. Кроме этого, будем считать, что аккумуляторы исправны и заряжены до номинального значения, а также обеспечена полярность их подключения и в соответствии с технологией произведена сборка контейнеров.

При периодическом техническом обслуживании вертолета проверяется состояние РЩ правого и левого генераторов и аккумуляторов. Для этого открывается съемная крышка каждого РЩ и производится визуальный осмотр на предмет отсутствия отворачивания болтовых соединений шин, контакторов ДМР и предохранителей визуальным осмотром окрашенных меток и отсутствием цветов побежалости на шинах и отсутствие повреждения предохранителей и целостность каждого элемента РЩ. Внутренние поверхности РЩ продуваются сжатым воздухом. Штыри розеток аэродромного питания протираются х/б салфеткой, загрязнения со штырей удаляются. С контрольно-измерительных приборов – вольтметров и амперметров удаляется загрязнение притиркой лицевых панелей ветошью, клавиши переключателей подтягиваются отверткой, проверяется работоспособность контрольно-измерительных приборов, включателей и выключателей.

### **1.9. Включение, предполетная проверка и контроль работы источников постоянного тока**

Включение, проверка, контроль работы источников постоянного тока производится на правой панели электропульты постоянного тока. Каждый аккумулятор и генератор включается отдельно своим выключателем.

Напряжение любого включенного в бортовую сеть источника постоянного тока проверяется по вольтметру  $V$  с помощью позиционного (галетного) переключателя.

Контроль тока нагрузки генераторов производится по двум амперметрам А-ЗК, расположенном в левом углу электропульты, ток разрядки - подзарядки каждого аккумулятора контролируется по амперметрам А×100, расположенных вертикально на щитке постоянного тока, показанных на рисунке 1.29.



Рисунок 1.29. Панель электропульты постоянного тока:

A – амперметры, V – вольтметр

Для включения аккумуляторов переключатель «Аккумуляторы – Аэродромное питание» необходимо поставить в положение «Аккумуляторы». Аккумуляторы включаются (каждый своим переключателем) перед запуском двигателей, независимо от какого источника электроэнергии производится запуск (бортового или аэродромного), т.е. независимо от того, в каком положении находится переключатель «Аккумуляторы - Аэродромное питание». При включении каждого аккумулятора (переключателями «Лев аккумулятор», «Прав аккумулятор», «Задн. Аккумулятор») должны загораться красные табло сигнализации отказа генератора («Отказал левый генератор», «Отказал правый генератор»).

При очередном включении каждого из шести аккумуляторов проверить их напряжение под нагрузкой в 12А. Для этого позиционный переключатель вольтметра установить в положение «Аккумуляторная шина». В качестве нагрузки включить два подкачивающих топливных насоса. Напряжение аккумуляторов при этом должно быть не ниже 24В.

Если напряжение аккумулятора меньше 24В, то такой слабый аккумулятор необходимо заменить.

Отказ какого-либо аккумулятора (в полете или на земле) определяется по его амперметру при полной разрядке аккумулятора стрелка на его приборе будет стоять на нуле шкалы (что означает отсутствие процессов разрядки или подзарядки аккумулятора, свойственных исправ-



но работающим аккумуляторам). При этом необходимо выключить отказавший аккумулятор.

Отказ всех аккумуляторов (одновременный отказ всех бортовых химических источников электроэнергии) определяется по включению красного табло «Отказал аккумулятор.» на правой панели электропульты пилотов, сигнализирующего, что отказал аккумулятор. Это табло «Отказал аккумулятор.» будет гореть только в случае, если включен один или оба генератора ГС-18. При отказе аккумуляторов переключатель «Аккумуляторы — Аэродромное питание» поставить в нейтральное положение.

Так как первая группа аккумуляторов (в нее входят оба задних аккумулятора и правый нижний) при запуске авиадвигателей разряжается больше, необходимо, чтобы эти аккумуляторы были полностью заряжены.

При частых автономных запусках авиадвигателей рекомендуется менять местами аккумуляторы первой и второй группы (это продлевает срок их работоспособного состояния ввиду более равномерного распределения повышенной циклической нагрузки на каждый из них).

Генераторы ГС-18МО при запуске от бортовых аккумуляторов включаются автоматически с помощью дифференциально-минимального реле после выхода двигателя вертолета на частоту вращения малого газа. При запуске двигателя от аэродромного источника питания генераторы следует включать только после отключения аэродромного источника. Это обеспечивает однократное срабатывание ДМР-600Т и исключает его работу в режиме «Звонка» (многократного срабатывания). При включении генератора красное табло сигнализации отказа генератора погаснет.

Проверку напряжения генераторов ГС-18МО производить при частоте вращения турбокомпрессора двигателя равного 80%.

При отдельной проверке напряжения генераторов позиционный переключатель вольтметра поставить соответственно в положение «Генераторы»: «Лев.» или «Прав.»; при этом выключатель проверяемого генератора («Генераторы»: «Левый» или «Правый») необходимо выключить. В этом случае вольтметр В-1 показывает напряжение генератора в режиме холостого хода (без нагрузки). При положении позиционного переключателя «Генераторная шина»: «Лев.» или «Прав.» вольтметр не дает показаний до тех пор, пока не будет включен выключатель «Генераторы» проверяемого генератора («Левый» или «Правый»), Напряжение генераторов перед полетом должно быть

28,5В. При необходимости напряжение каждого генератора можно подрегулировать с помощью выносных сопротивлений (резисторов) ВС-35 (ВС-30Б). Допустимая разность напряжений между генераторами ГС-18МО должна быть не более 0,5В.

Проверку параллельной работы генераторов производить при частоте вращения двигателей 80%. При этом оба генератора должны быть включены и показания их амперметров А-3 должны быть одинаковыми в случае равномерной нагрузки между генераторами. Допустимая относительная разница по токам нагрузки между генераторами при их параллельной работе должна быть не более 10% от общей включенной нагрузки.

Примечание: при параллельной работе генераторов с малой включенной общей нагрузкой возможны временные отключения одного из генераторов от сети вследствие срабатывания ДМР-600Т. Это наблюдается, как правило, при нагрузке в бортовой сети, не превышающей 30 ... 40% от суммарной номинальной нагрузки обоих генераторов. При увеличении вышеуказанной нагрузки отключенный генератор автоматически подключается к сети.

Регулировку параллельной работы генераторов необходимо производить после прогрева регуляторов напряжения РН-180 в течение 5 мин после запуска двигателей. Регулировка нагрузки производится одновременно поворотом ручки обоих сопротивлений ВС-35 (ВС-30Б): для генератора, имеющего меньшую нагрузку, ручку следует повернуть по часовой стрелке, а имеющего большую нагрузку – против часовой стрелки. После регулировки параллельной работы генераторов необходимо еще раз проверить напряжение каждого генератора (28,5В). При этом показания амперметров А-3 обоих генераторов должны быть одинаковыми.

При автономном запуске первый двигатель запускается от аккумуляторных батарей, второй от генератора запущенного двигателя совместно с аккумуляторными батареями. Такой порядок значительно повышает надежность запуска второго двигателя и облегчает условия работы аккумуляторных батарей.

В полете при отказе одного из генераторов будет мигать красное табло. При этом следует проверить положение кнопки на АЗП-8М (АЗП-А2) отключенного генератора. Разрешается повторное включение генератора в сеть, если сработал АЗП, при вторичном его срабатывании необходимо выключить отказавший генератор. Вся нагрузка при этом переходит на исправный генератор: позиционный переключе-

чатель вольтметра необходимо поставить в положение «Генераторная шина» работающего ГС-18МО.

При отказе обоих генераторов под напряжением будет только аккумуляторная шина. Экипаж обязан выключить лишние потребители (оставить включенными только аварийные потребители –потребители 1-й категории) в соответствии с данными условиями полета (день, ночь, метеоусловия и т.п.). При общей нагрузке на шесть аккумуляторов порядка 300А их энергии (емкости) хватит приблизительно на 25 минут полета (более точный расчет можно сделать исходя из предполетной емкости аккумуляторных батарей).

При отказе обоих генераторов ГС-18МО руководством по летной эксплуатации вертолета рекомендовано прекратить выполнение полетного задания.

## 1.9. Система энергетики переменного тока

### 1.9.1. Система электроснабжения однофазным переменным током

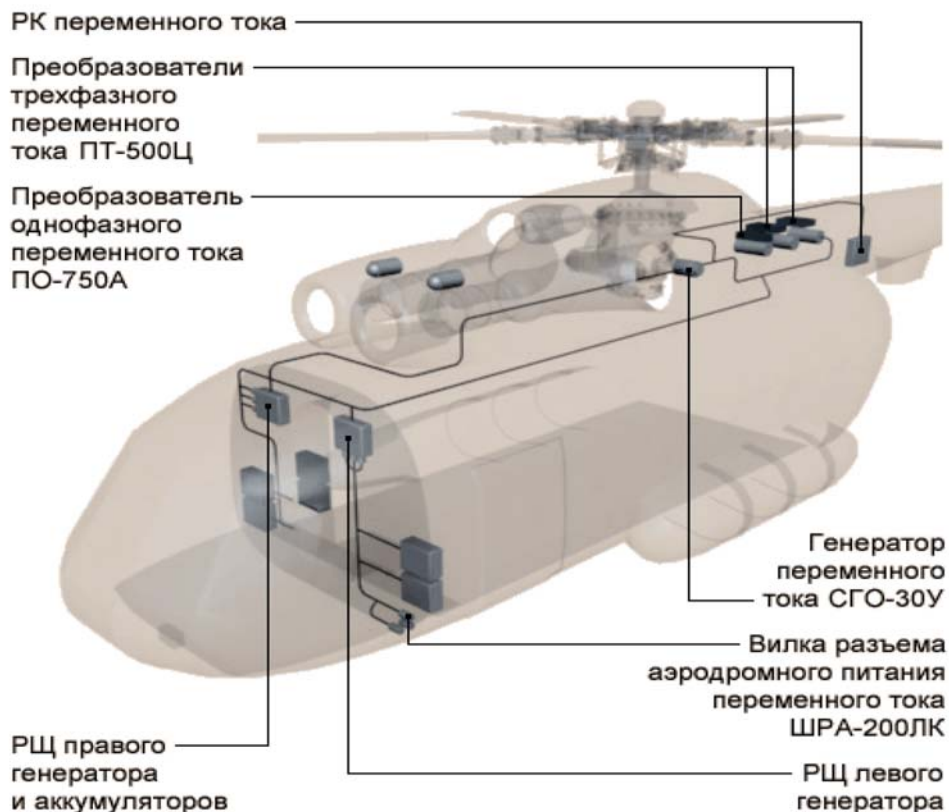


Рисунок 1.30. Источники переменного тока и их РЩ

Система электроснабжения однофазным переменным током напряжением 200В частотой 400Гц служит для централизованного питания потребителей переменным током с напряжением 200В, 115В и 36В.

Источником электроэнергии в системе однофазного переменного тока 200В является генератор СГО-30У 4-й серии (СГО-30УРС-А), установленный на главном редукторе вертолета.

### 1.9.2. Генератор СГО-30У

Генератор СГО-30У является шестиполюсной синхронной машиной переменного однофазного тока с возбуждением от бортовой сети постоянного тока, установлен на главном редукторе силовой установки вертолета, вырабатывает электрический переменный ток напряжением 200В, частотой 400Гц. Охлаждение генератора – принудительное, от вентилятора вертолета. Цепь возбуждения генератора питается от аккумуляторной шины через предохранитель ИП-35. Генератор имеет привод от главного редуктора вертолета, на котором он и установлен, слева по полету. Генератор СГО-30У - это электрическая синхронная машина переменного тока, частота вращения ротора которой равна частоте вращения магнитного поля в воздушном зазоре статора генератора.

Рабочая обмотка генератора укреплена на роторе и включена по схеме "звезда". Обмотка возбуждения генератора намотана на полюсах статора и подключена к бортовой сети постоянного тока. Генератор включается в распределительную сеть вертолета по 2-х проводной схеме, одна фаза рабочей обмотки генератора остается свободной.

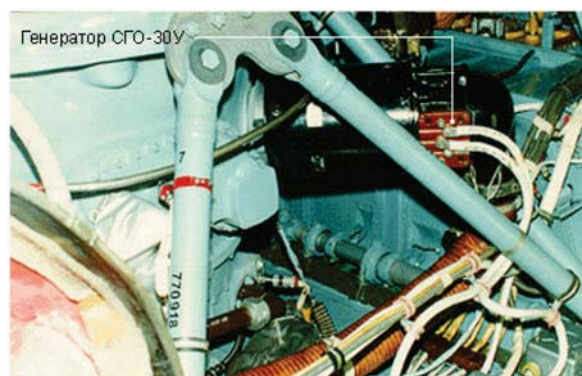
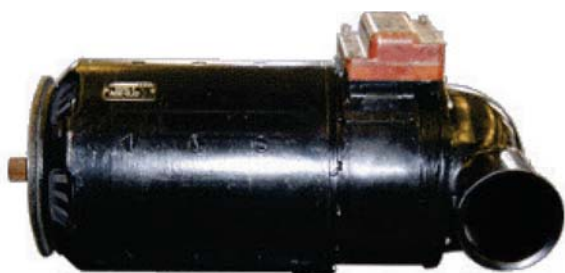


Рисунок 1.30. Генератор СГО-30У и его монтаж на главном редукторе вертолета

Нагрузкой генератора СГО-30У являются источником питания электронагревательных элементов лопастей несущего и хвостового воздушных винтов, электрообогреваемых стекол кабины пилотов, а

через трансформатор образуется сеть переменного тока напряжением 115В от которой питается радиооборудование и навигационное оборудование вертолета, а далее через понижающий трансформатор запитывается переменным однофазным переменным током напряжением 36В вертолета приборы контроля работы двигателей и трансмиссии вертолета.

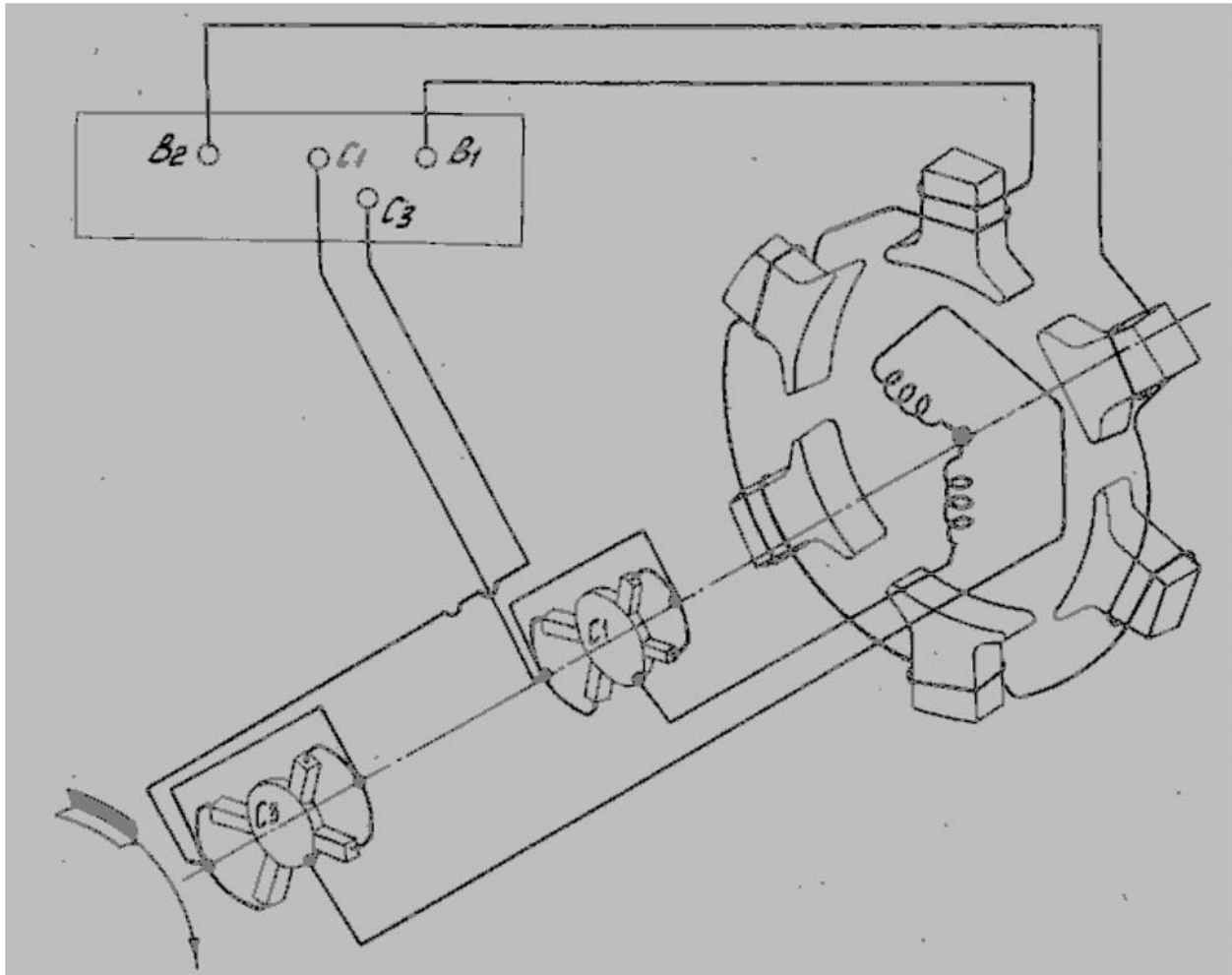


Рисунок 1.31. Схема внутренних электрических соединений СГО-30У

В основе работы генератора СГО-30У лежит процесс электромагнитной индукции – появление в замкнутом контуре электрического тока под воздействием изменяющегося магнитного потока. Генератор конструктивно делится на 2 части: индуктор - статор и якорь - ротор. Индуктор - та часть генератора, где создается магнитное поле, а якорь – та часть генератора, где образуется электродвижущая сила. В обмотке ротора возникает электродвижущая сила под воздействием магнитного поля статора. Это основа работы генератора. Для преобразования нужен сильный магнитный поток, который создается обмоткой возбуждения генератора. Принцип действия генератора состоит в следующем протекающий по обмотке возбуждения постоянный ток создает в меж-

дупольном пространстве постоянный по величине магнитный поток, при вращении якоря в проводниках его обмотки по закону электромагнитной индукции наводится переменная во времени электродвижущая сила (ЭДС). На зажимах внешней цепи появляется переменное напряжение, и по ней течет переменный ток.

Для гашения обратного поля при работе в однофазном режиме в генераторе предусмотрена демпферная обмотка, которая, кроме того, оказывает демпфирующее воздействие на основное поле машины при внезапных коротких замыканиях.

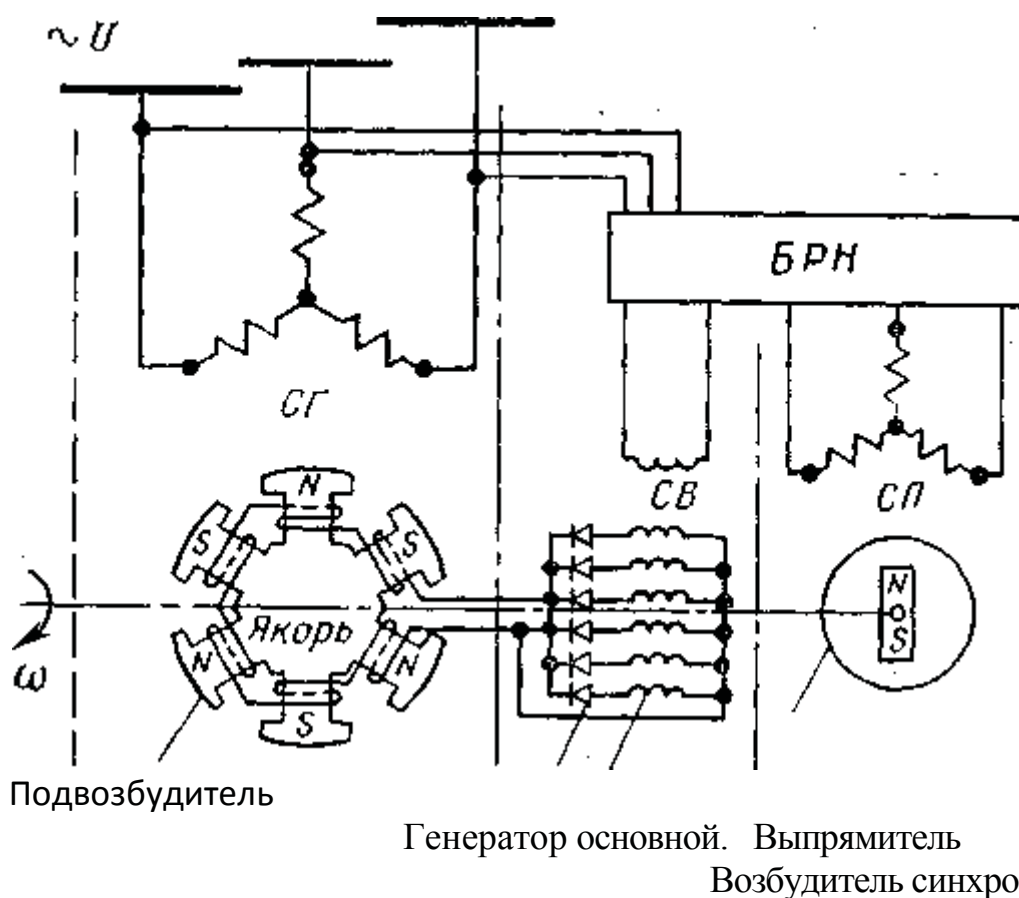


Рисунок 1.32. Принципиальная электрическая схема генератора переменного тока СГО-30У

Синхронный однофазный генератор переменного тока СГО-30У 4-й и 5-й серии конструктивно представляет собой 6-ти полюсную электрическую машину. Отличие серий генератора заключается в том, что в генераторе СГО-30У 4-й серии установлено 4 щеткодержателя (по два щеткодержателя и по четыре щетки на каждое контактное кольцо), а в генераторе СГО-30У 5-й серии установлено 4 щеткодержателя по два щеткодержателя и четыре щетки на каждое контактное кольцо.

Таблица 1.1. Параметры СГО-30У

Мощность, генератора кВА	Номинальное напряжение, В	Номинальный ток, А	Количество фаз	Удельная мощность, Вт/кг	Скорость вращения ротора, об/мин.	Масса генератора кг
30	208	144	1	770	7800-8400	39

Напряжением 200В питаются:

- электронагревательные элементы лопастей;
- электронагревательные элементы стекол через автотрансформатор АТ-8-3 – напряжением 190В, 200В, 230В или 250В (в зависимости от напряжения, указанного в паспорте стекла)

Генератор представляет собой каскадную схему, состоящую из трех электрических агрегатов, роторы которых смонтированы на одном валу:- основного генератора с вращающимся индуктором, - синхронного возбuditеля с якорем и полюсами на статоре и - трехфазного подвозбудителя со статором и ротором с постоянными магнитами.

При вращении общего вала магнитные поля постоянных магнитов ротора подвозбудителя наводят в обмотках его статора трехфазный переменный ток. Стационарным выпрямителем, находящимся в блоке регулирования напряжения (БРН), переменный ток преобразуется в постоянный и поступает в обмотку СВ синхронного возбuditеля смонтированную на его статоре. При вращении ротора возбuditеля в магнитном поле, образованном током индуктора, в обмотке ротора возбuditеля наводится переменный трехфазный ток. Вращающимся выпрямителем переменный ток преобразуется в постоянный ток, достаточный для возбуждения основного генератора. Этот ток подается в обмотку возбуждения основного генератора, смонтированную на вращающемся индукторе. Образующееся магнитное поле, пересекая обмотки неподвижного якоря генератора, индуцирует в них переменный трехфазный ток частотой 400Гц, одна фаза которого поступает в бортовую сеть 200В вертолета на шину потребителей 208В, 400 Гц. приведенных на рис. 1.33. Переменным током напряжением 115В через силовой понижающий трансформатор ТС/1-2 питается радио и навигационное оборудование.

Переменным однофазным током напряжением 36В через понижающий трансформатор Тр-115/36 питаются приборы контроля работы двигателей и приборы контроля работы трансмиссии вертолета.

Питание электронагревательных элементов лопастей воздушных винтов и стекол не резервируется.

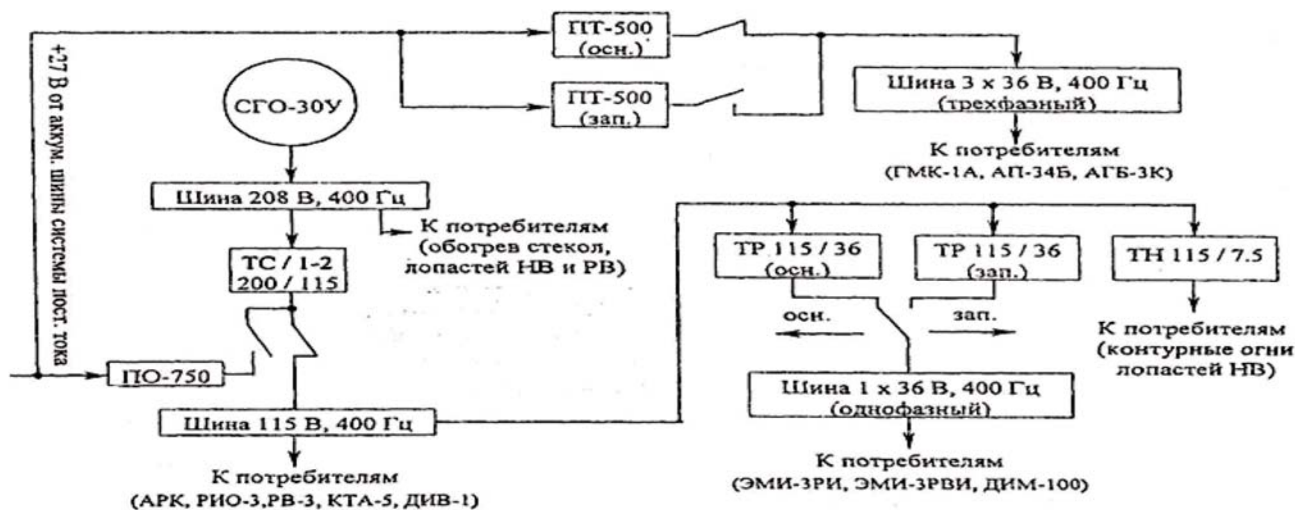


Рисунок 1.33. Блок -схема питания потребителей вертолета переменным током 400Гц.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** вместо генератора СГО-30У 4-й серии на вертолете может быть установлен генератор СГО-30УРС-А, имеющий автономное расцепляющее устройство вала генератора от вала привода редуктора, срабатывающее при разрушении подшипников вала генератора. Габаритные и присоединительные размеры, схема внешних соединений генератора СГО-30УРС-А соответствуют генератору СГО-30У 4-й серии.





Рисунок 1.34. Средняя панель электропульты пилотов, справа – пульт переменного тока.

### 1.9.3. Преобразователь ПО-750А

Преобразователь ПО-750А является резервным источником переменного однофазного тока напряжением 115В, частотой 400Гц и при отказе генератора СГО-30У 4-й серии (СГО-30УРС-А) или трансформатора ТС/1-2 питает следующие агрегаты: дистанционные индукционные манометры; приборы аэронавигации; радиооборудование.

Цепь потребителей 115В преобразователя ПО-750А защищена предохранителем ИП-75, расположенным в РЩ правого генератора.

Однофазный преобразователь ПО-750А конструктивно представляет собой электромашинный агрегат, приведенный на рис. 1.35, состоящий из электродвигателя постоянного тока смешанного возбуждения ( $M=$ ) и однофазного синхронного генератора ( $ГО\sim$ ).

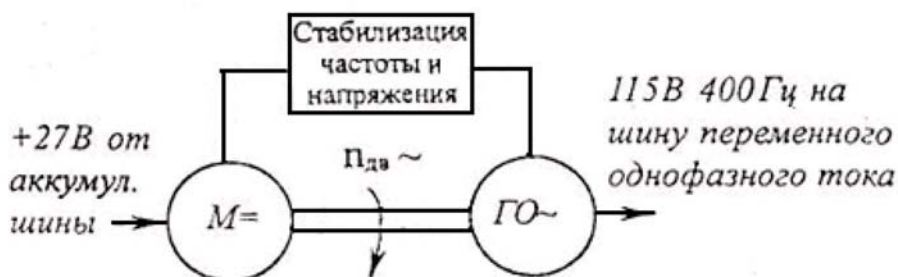


Рисунок 1.35. Схема работы электромашинного однофазного преобразователя напряжения типа ПО

Обе электрические машины: электродвигатель и генератор смонтированы в одном общем корпусе, а их вращающиеся части (якорь двигателя и ротор генератора) расположены на одном валу.

На корпусе преобразователя установлена коробка управления, в которой размещены элементы электрической схемы регулирования напряжения и частоты переменного тока. Преобразователь имеет центробежный переключатель, который отключает ПО-750А при превышении частоты вращения выше номинального значения.



Рисунок 1.36. Преобразователь ПО-750А

Преобразователь установлен в радиоотсеке вертолета по правому борту между шпангоутами №13 и №14.

Включение преобразователя производится переключателем 2ППНГ-15К «ГЕНЕРАТОР ~ 115В – ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ~115В». При работе ПО-750А горит зеленое табло «Работает преобразователь ~115В», а вольтметр ВФ-150 показывает напряжение 115В на шине.

Для питания переменным трехфазным током напряжением 36В авиагоризонтов, курсовой системы и автопилота на вертолете установлены два трехфазных преобразователя ПТ-500Ц (ЦБ), основной и запасной, один из которых используется рабочим, другой – резервным.

Цепь питания основного преобразователя подключена к аккумуляторной шине, а цепь питания запасного – к шине правого генератора. В цепях 36В преобразователей установлены предохранители ИП-50.

Электромашинный агрегат ПТ-500Ц (ЦБ) состоит из двигателя постоянного тока (М=) и трехфазного синхронного генератора, обмотка статора которого соединена «звездой». Ротор генератора – постоянный магнит. Преобразователь снабжен регуляторами напряжения и частоты, а также аппаратурой защиты и управления, которые расположены в коробке управления, смонтированной на корпусе преобразователя.

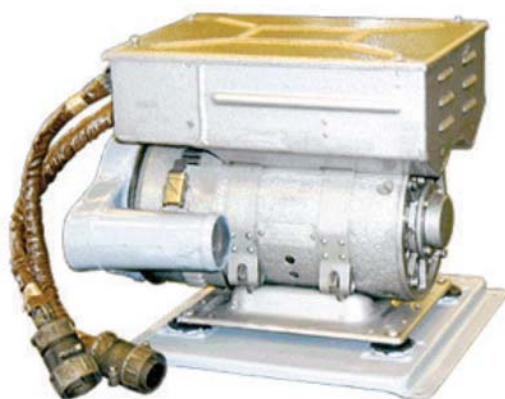


Рисунок 1.37. Преобразователь ПТ-500Ц

Включение преобразователей осуществляется переключателем ЗППНГ-15К «ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ~36В – ОСНОВНОЙ – ЗАПАСНОЙ» на панели электропульты пилотов. Автоматическое включение запасного преобразователя обеспечивается коробкой КПР-9 (или АПП-1М-4).

Преобразователи установлены в радиоотсеке по правому борту между шпангоутами № 14 и 16.

**Силовой понижающий трансформатор ТС/1-2** мощностью 2000ВА предназначен для преобразования переменного тока напряжением 200В в переменный ток напряжением 115В для питания радиооборудования и навигационной аппаратуры, приборов контроля работы двигателей и трансмиссии (если генератор СГО-30 исправен и подключен к бортовой сети переменного тока 200В).



Рисунок 1.38. Трансформатор ТС/1-2

Трансформатор установлен в радиоотсеке по левому борту между шпангоутами № 19 и 20.

**Понижающий трансформатор типа Тр-115/36** 2-й серии обеспечивает преобразование переменного тока 115В в переменный однофазный ток 36В для питания дистанционных индукционных манометров. На вертолете установлены два трансформатора – основной и запасной. Включение основного трансформатора и переключение на за-

пасной осуществляется с помощью переключателя ППНГ-15К «ТРАНСФОРМАТОРЫ ДИМ» на правой приборной доске.

Трансформаторы установлены на правой этажерке в кабине пилотов.



Рисунок 1.39. Трансформатор Тр-115/36 ДИМ и его переключатель

**Трансформатор ТН-115/7,5** служит для преобразования переменного тока 115В в переменный ток 7,5В для питания контурных огней вертолета.

Трансформатор установлен в радио отсеке по левому борту между шпангоутами № 19 и 20.



Рисунок 1.40. Трансформатор ТН-115/7,5

**Однофазный автотрансформатор АТ-8-3** предназначен для трансформации напряжения 208В в напряжение, необходимое для питания элементов обогрева стекол (имеет возможность переключения на напряжение 190В, 200В, 230В, 250В). Автотрансформатор установлен в радиоотсеке по левому борту между шпангоутами № 19 и 20.

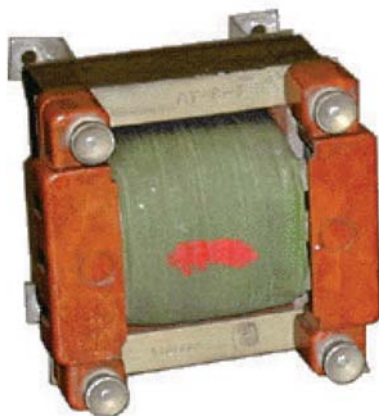


Рисунок 1.41. Автотрансформатор АТ-8-3

Для контроля работы системы электроснабжения переменного тока на электропульте пилотов установлены и амперметр АФ1-200 и вольтметр ВФ-0,4-150.



Рисунок 1.42. Вольтметр ВФ-0,4-150 Рисунок 1.43. Амперметр АФ1-200

Для определения истинного значения напряжения генератора СГО-30У необходимо показание вольтметра умножить на 1,8 (так. Например, при показании вольтметра 115В напряжение генератора равно 208В).

При измерении тока, потребляемого нагревательными элементами лопастей хвостового винта или стекол, показание амперметра АФ-1-200 необходимо делить на 8.

Источники переменного тока работают на вертолете совместно с различными регулирующими устройствами:

- регулятором напряжения РН-600 2-й серии с выносным сопротивлением ВС-35;
- коробкой переключения трехфазных преобразователей КПР-9 3-й серии (или АПП-1М-4);
- автоматом защиты сети от перенапряжения АЗП-1-1СД;
- коробкой включения и регулирования КВР-1 2-й серии (на вертолетах ранних выпусков устанавливались КРН-0, ПМК-14, КВП, ВС-30Б).

Почти все регулирующие устройства размещены в радиоотсеке вертолета между шпангоутами № 14 и 19 на левом и правом бортах.

**Регулятор напряжения РН-600** 2-й серии совместно с коробкой включения и регулирования напряжения КВР-1 (КВП-1, КРН-0) и выносным сопротивлением ВС-35 (ВС-30Б) обеспечивает автоматическое поддержание напряжения генератора СГО-30У 4-й серии (СГО-30УРС-А) в рабочем диапазоне при изменении его нагрузки и скорости вращения. Регулятор РН-600 2-й серии представляет собой электромагнитный регулятор реостатного типа с плавным изменением сопротивления угольного столба. Управление электромагнитом регулятора осуществляется от коробки КВР-1 (КРН-0). Охлаждение регулятора принудительное, от вентилятора ДВ-302Т.

Регулятор напряжения и вентилятор размещены в радиоотсеке по левому борту между шпангоутами № 15 и 16, а выносное сопротивление ВС-35 (ВС-30Б) размещено на средней панели электропульты пилотов.



Рисунок 1.44. Регулятор РН-600 2-й серии

**Коробка переключения преобразователей КПр-9** 3-ей серии (АПП-1М-4) обеспечивает автоматическое переключение питания потребителей трехфазного переменного тока 36В с основного преобразователя ПТ-500Ц на запасной преобразователь ПТ-500Ц (ЦБ) при выходе из строя основного. При этом загорается табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ~36В». Коробка размещена в радиоотсеке по правому борту между шп. № 15 и 16.



Рисунок 1.45. Коробка переключения преобразователей КПР-9 3-ей серии

Коробка переключения КПР-9 (АПП-1М-4) производит переключение преобразователей в следующих случаях: при междуфазных коротких замыканиях; при трехфазных коротких замыканиях; при обрыве одной, двух или трех фаз; при коротких замыканиях или обрывах «плюсовой» цепи питания основного преобразователя постоянным током.

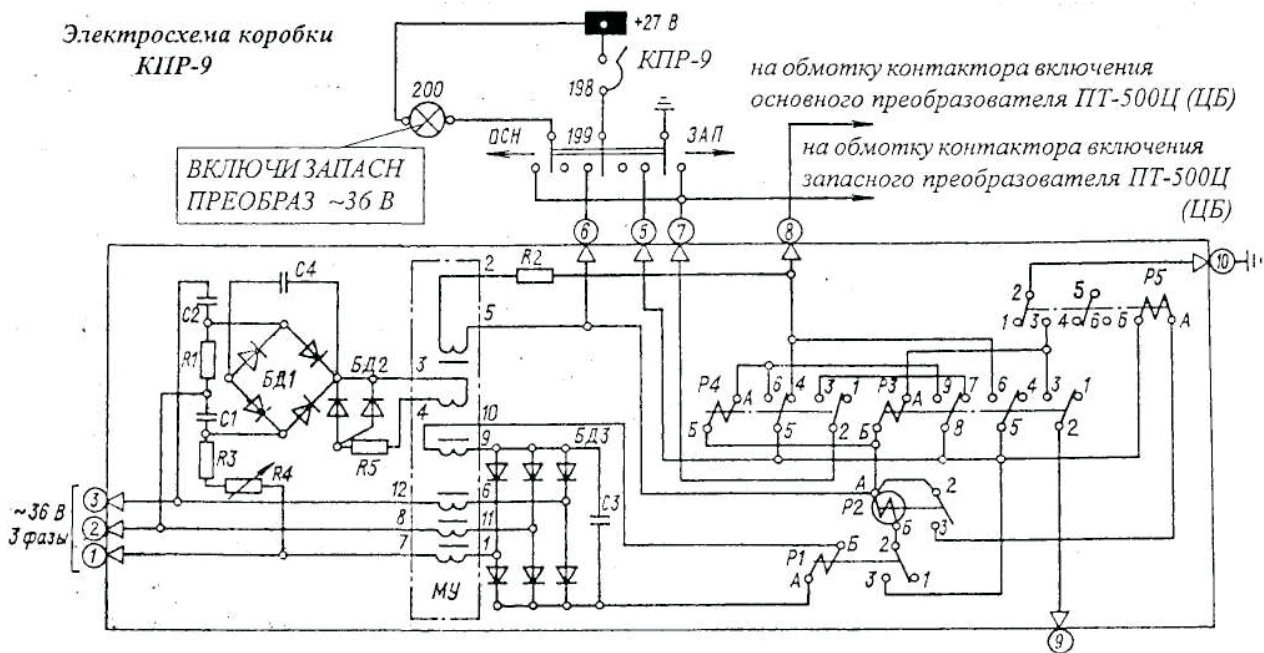


Рисунок 1.46. Электросхема КПР-9 (АПП-1М-4)



Рисунок 1.47. Автомат переключения АПП-1 М-4

**Автомат защиты АЗП1-1СД 2-й серии** предназначен для защиты сети однофазного переменного тока от аварийного повышения напряжения генератора (229...241В). Основным элементом автомата является однофазный трансформатор, ко вторичной обмотке которого подключен блок выпрямительных диодов. При нарушении режима работы сети переменного тока автомат совместно с коробкой КВР-1 (или с КВП-1А 2-й серии и ПМК-14) выдает сигналы на отключение генератора.

Автомат защиты расположен в радиоотсеке по левому борту между шпангоутами №16 и 17.



Рисунок 1.48. Автомат защиты АЗП1-1СД 2-й серии

**Коробка отсечки по частоте КОЧ-1А 2-й серии** предназначена для защиты потребителей от питания переменным током пониженной частоты.

Коробка включена в цепь генератора СГО-30У 4-й серии (СГО-30УРС-А) и при понижении частоты переменного тока до величины не менее 360 Гц автоматически включает в работу преобразователь ПО-750А, а также переключает питание шины 115В с генератора на преобразователь. Обратное переключение обеспечивается коробкой также автоматически при повышении частоты тока генератора до 390Гц.





Рисунок 1.49. Коробка отсечки частоты КОЧ-1А 2-й серии

**Коробка включения возбуждения КВР-1 2-й серии** (устанавливается с 1971г. размещена в радиоотсеке на левом борту) и обеспечивает дистанционное включение и отключение возбуждения генератора СГО-30 в следующих случаях:

- дистанционное включение возбуждения генератора СГО-30 и автоматическое включение генератора на сеть при достаточном напряжении переменного тока на его клеммах;
- автоматическое отключение возбуждения генератора с выдержкой времени 6с при невключении генератора СГО-30 в бортовую сеть вертолета;
- автоматическое, с выдержкой времени 6с, отключение возбуждения генератора и отключение его от сети при аварийном понижении напряжения генератора (короткое замыкание, обрыв фазы, потеря возбуждения);
- поддержание напряжения генератора в заданных пределах производится КВР-1 2-й серии совместно с регулятором напряжения РН-600 2-й серии и выносным резистором ВС-35



Рисунок 1.50. Коробка включения возбуждения генератора КВР-1-2

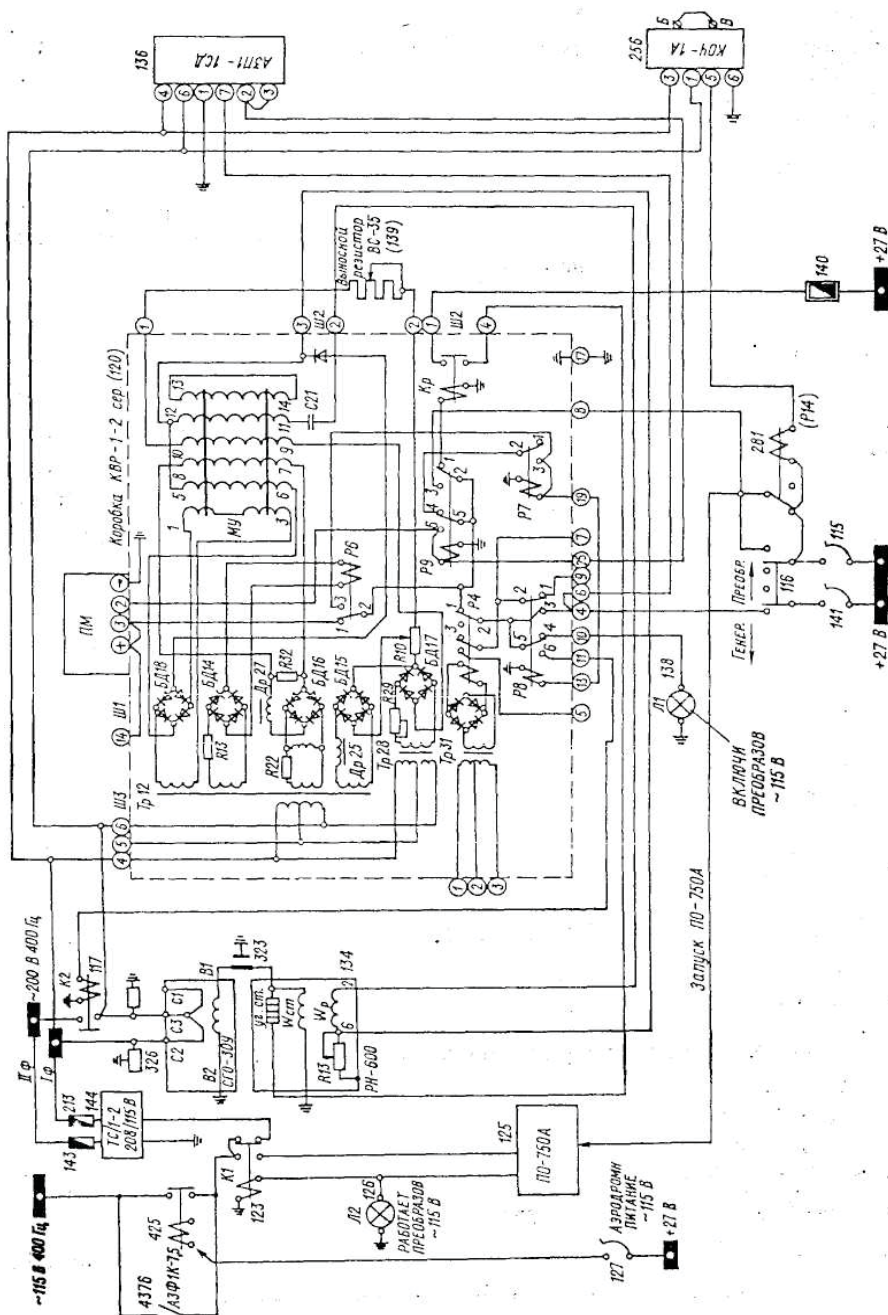


Схема включения и регулирования напряжения генератора СГО-30У 4-й серии (СГО-30УРС-А) (для вертолетов с КВР-1 2-й серии)

Рисунок 1.51. Схема КВР-1-2

Во всех случаях аварийного отключения генератора загорается табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ ~115В» и преобразователь ПО-750А автоматически включается. Включение генератора СГО-30У 4-й серии в сеть с коробкой КВР-1 2-й серии необходимо производить после запуска двигателей на режиме малого газа при оборотах несущего винта 50 - 55%,. При этом в момент переключения системы переменного тока на генератор (и наоборот) необходимо делать выдержку переключателя в нейтральном положении в течение 0,5с.

Примечание. На вертолетах ранних выпусков (до 1971г.) устанавливались коробки КРН-0, КВП-1А, ПМК-14. Коробки КОЧ-1А, КРН-0

и КВП-1А устанавливались в радиоотсеке по левому борту между шпангоутами №18 и 19. Коробка ПМК-14 размещалась в радиоотсеке по левому борту между шпангоутами № 15 и 16.

### **Описание принципиальной схемы переменного тока**

Перед включением источников переменного тока напряжением 208В и 115В необходимо включить АЗС с трафаретами: «ГЕНЕРАТ.~ТОКА» (141), «ПРЕОБРАЗ.~ТОКА» (115), «АЭРОДР.ПИТАН.~115В» (127).

Управление включением возбуждения генератора и включением генератора на нагрузку осуществляется переключателем «ГЕНЕРАТ.~115В - ПРЕОБРАЗ.~115В» (116), расположенным на средней панели электропульты летчиков, при постановке его в положение «ГЕНЕРАТ.~115В».

В этом случае +27В подается через клемму 4Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1 реле Р4 - контакты 2-1 реле Р9 на обмотку контактора Кр5, контакты 5-4 реле Р8 - клемму 10Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - на табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138), горение которого сигнализирует о том, что генератор на нагрузку не включен, и контакты 2-1 реле Р4 - контакты 2-1 реле Р6 на реле времени ПМ-11 коробки КВР-1 2-й серии, которое начинает отсчет времени.

Контактор Кр5 срабатывает и замыкает цепь питания обмотки возбуждения генератора (аккумуляторная шина - предохранитель ИП-35 (140) - клемма 4Ш2 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1, 3-4 контактора Кр5 - клемма 1Ш2 коробки КВР-1 2-й серии - клемма 4 РН-600 2-й серии (134) - угольный столб РН-600 2-й серии - клемма 3 РН-600 2-й серии - клемма 1 СГО-30У 4-й серии - обмотка возбуждения - клемма 2 СГО-30У 4-й серии - «масса»). Генератор возбуждается, на его клеммах С2 и С3 появляется напряжение переменного тока, которое подается через клеммы 4Ш3, 6Ш3 коробки КВР-1 2-й серии на трансформатор Тр-12; снимаемое со вторичной обмотки 6-7 Тр12 напряжение выпрямляется блоком диодов БД14 и подается на обмотку реле напряжения Р6.

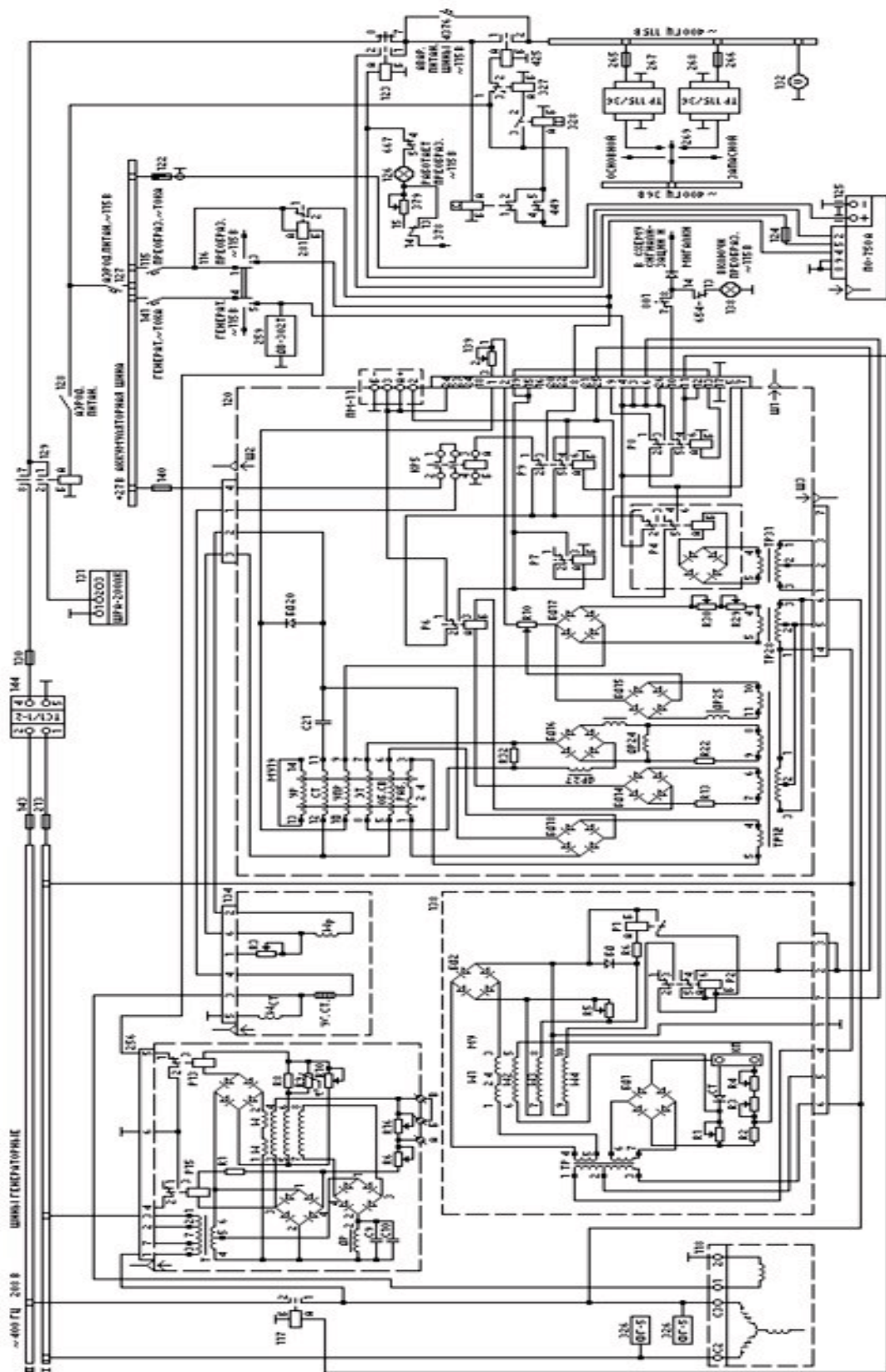


Рисунок 1.52. Схема переменного тока (начало)

Если генератор исправен, то напряжение на его клеммах быстро (менее чем за 6 сек) возрастает до значения, необходимого для срабатывания реле напряжения Р6. При достижении на клеммах генератора

напряжения не более 95В реле Р6 срабатывает и разрывает цепь питания реле времени ПМ-11, предназначенного для отключения возбуждения генератора и отключения генератора от нагрузки в случае неисправности или аварии в генераторе или сети. Реле ПМ-11 прекращает отсчет времени и возвращается в первоначальное состояние.

+ 27В бортовой сети подается на клемму 19Ш1 и обмотку реле Р7 коробки КВР-1 2-й серии (120) (через клемму 4Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1 реле Р4 - контакты 2-3 реле Р6). Реле Р7, сработав, становится на самоблокировку. В результате на клемму 19Ш1+27В будет подаваться независимо от реле Р6 по цепи: клемма 4Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1 реле Р4 - контакты 5-4 реле Р9 - контакты 2-3 реле Р7. Через перемычку между клеммами 19Ш1 и 13Ш1 получает питание реле Р8, которое, сработав, контактами 5-б замыкает цепь питания контактора (117), включающего генератор на нагрузку. Одновременно размыкаются контакты 5-4 и разрывается цепь питания табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138). В случае неисправности в генераторе или сети будет гореть табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138), что означает не включение генератора на нагрузку.

Поддержание выходного напряжения генератора производится с помощью магнитного усилителя МУ19 коробки КВР-1 2-й серии (120), рабочая обмотка которого через трансформатор Тр12 и блок диодов БД18 питается напряжением генератора.

Выходная (стабилизирующая) обмотка магнитного усилителя подключена к рабочей обмотке Wp регулятора напряжения РН-600 (134). Управляющая обмотка магнитного усилителя подключена к выносному сопротивлению ВС-35(139), установленному на электропульте летчиков.

Схема регулирования работает следующим образом. При изменении напряжения генератора или при ручной регулировке напряжения выносным сопротивлением происходит перераспределение намагничивающих сил между обмотками магнитного усилителя. Ток в рабочей или управляющей обмотке магнитного усилителя изменяется, что влечет за собой изменение тока в стабилизирующей обмотке магнитного усилителя, а, следовательно, и в рабочей обмотке Wp регулятора РН-600.

В результате изменяется сопротивление угольного столба регулятора напряжения РН-600, что влечет за собой изменение тока возбуждения генератора СГО-30У 4-й серии до такой величины, которая

обеспечивает поддержание напряжения на клеммах генератора в заданных пределах.

При неисправности в генераторе или в сети переменного тока (короткое замыкание, обрыв фазы, обрыв цепи возбуждения) напряжение генератора резко снижается. Поэтому защита генератора СГО-30У 4-й серии и сети переменного тока от аварий осуществляется по минимальному напряжению.

Если в процессе работы генератора напряжение на его клеммах резко снизится вследствие аварии, то в коробке КВР-1 2-й серии отключится реле напряжения Р6, которое при этом замкнет свои контакты 2-1 в цепи питания реле времени ПМ-11. Если напряжение на шинах генератора не восстановится в течение 6 сек (не отключится неисправный потребитель), то реле времени ПМ-11 через 6 сек после подачи на него питания выдаст сигнал на включение аварийного реле Р9.

Реле Р9 срабатывает, в результате чего:

- через контакты 5-6 становится на самоблокировку;- контактами 1-2 разрывает цепь питания обмотки контактора Кр5 включения возбуждения генератора;- контактами 4-5 разрывает цепь питания промежуточного реле Р7 и реле включения генератора на нагрузку Р8;- контактами 2-3 замыкает цепь включения преобразователя ПО-750А.

Обмотка возбуждения генератора обесточивается, генератор отключается от нагрузки. Одновременно с этим включается в работу преобразователь ПО-750А (125) и загораются табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138) и «РАБОТАЕТ ПРЕОБРАЗ.~115В» (126), расположенные на правой панели электропульты.

Для надежности включения преобразователя ПО-750А переключатель «ГЕНЕРАТ.~115В - ПРЕОБРАЗ.~115В» (116) нужно поставить в положение «ПРЕОБРАЗ.~115В», при этом табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138) погаснет.

Выдержка времени на отключение генератора необходима для отстройки защиты генератора и его фидера от защиты потребителей, у которых за это время, в случае короткого замыкания, должны сгореть плавкие предохранители. При сгорании предохранителя поврежденного потребителя последний отключается от шин генератора; напряжение генератора восстанавливается, срабатывает вновь реле напряжения Р6 в коробке КВР-1 2-й серии и подготовленная цепь обмотки реле Р9 остается обесточенной. Генератор остается включенным на нагрузку. Отключение генератора СГО-30У 4-й серии (118) с помощью автомата АЗП1-1СД 2-й серии (138) происходит следующим образом: при по-

вышении напряжения на клеммах 4, 6 увеличивается среднее выпрямленное напряжение на чувствительном элементе автомата, представляющем собой мостовую схему из резисторов (R1...R4) и стабилитрона (СТ). В диагональ этого моста включена обмотка управления (W2) магнитного усилителя (МУ). Ток в обмотке (W2) уменьшается, магнитный усилитель работает в релейном режиме. Поэтому при снижении тока в обмотке (W2) резко увеличивается ток в обмотке обратной связи (W3). В результате этого возрастает напряжение на обмотке реле P1. Это реле срабатывает с выдержкой времени и своими контактами замыкает цепь питания обмотки реле P2. Последнее срабатывает и через клеммы 2 и 3 штепсельного разъема подает питание на реле аварийного отключения P9 коробки КВР-1 2-й серии, реле P9 срабатывает и отключает генератор.

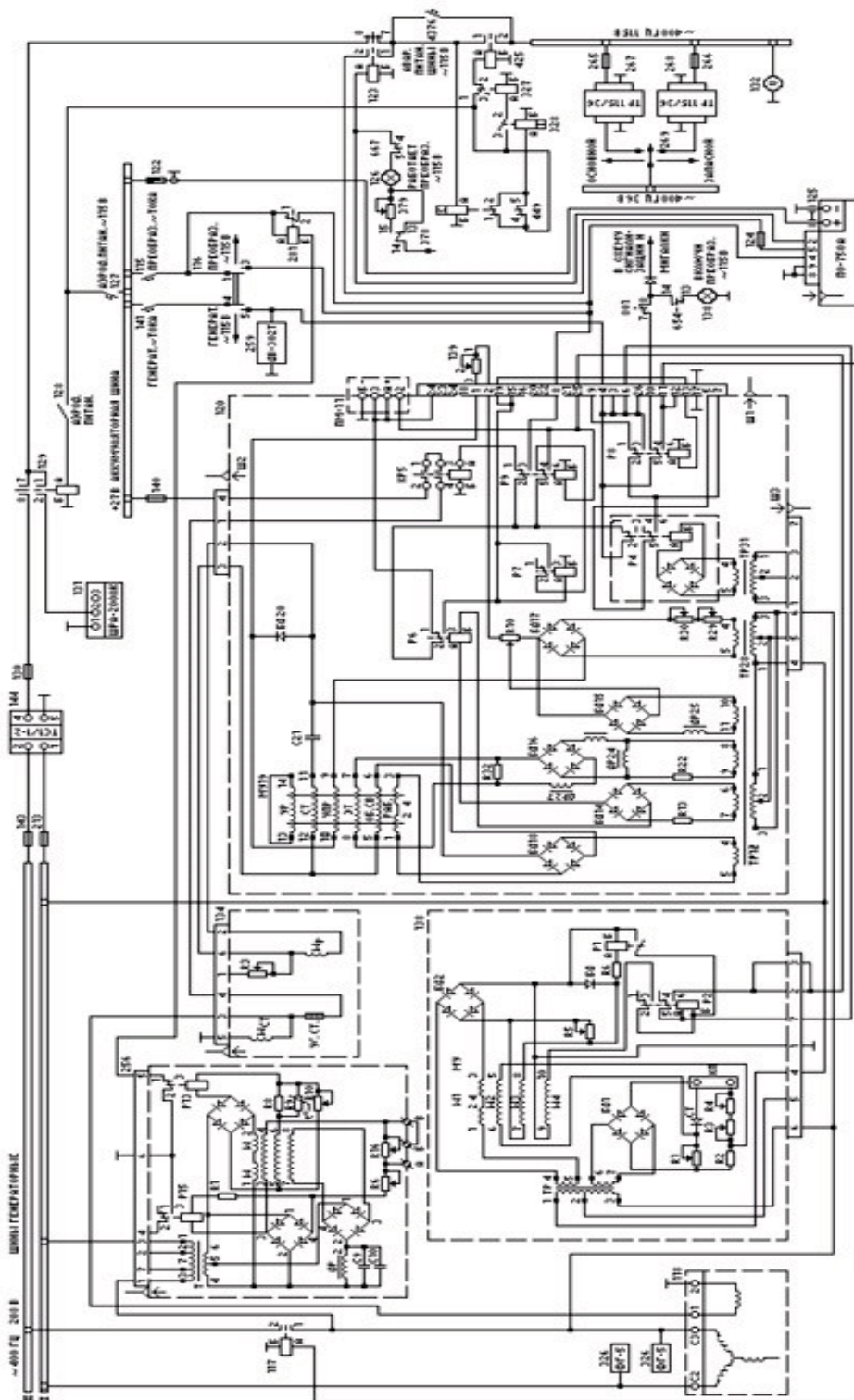


Рисунок 1.53. Схема переменного тока (продолжение 1)

При достижении на выходе генератора СГО-30У 4-й серии напряжения уровня 208В и увеличении частоты напряжения до 390Гц в коробке отсечки частоты КОЧ-1А 2 серии (256) замыкаются контакты 1-2 реле Р13 и подключают «минус» к реле (281), которое, сработав, разрывает цепь запуска преобразователя ПО-750А (125) от бортсети.



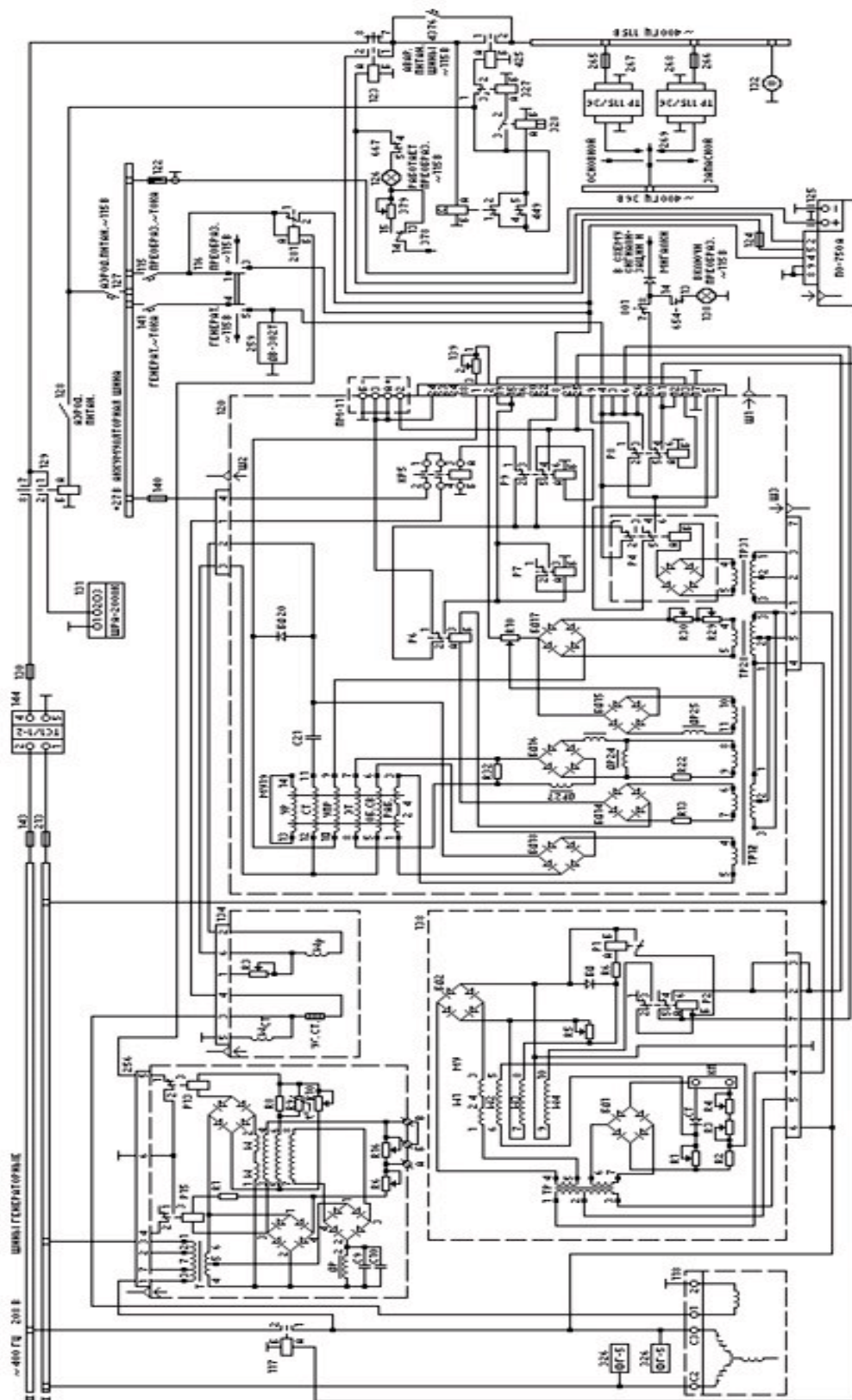


Рисунок 1.54. Схема переменного тока (продолжение 2)

Если частота напряжения генератора в процессе работы станет ниже 360 Гц (88...90 % оборотов несущего винта), то в коробке КОЧ-1А 2-й серии включится реле Р13 и, размыкая свои контакты 1-2, подает

сигнал на запуск преобразователя ПО-750А (125). При этом срабатывает контактор (123), который отключает шину  $\sim 115\text{В}$  от трансформатора ТС/1-2 2-й серии (144) и подключает ее на питание от преобразователя ПО-750А.

В этом случае табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ. $\sim 115\text{В}$ » (138) не загорается, а переключатель «ГЕНЕРАТ. $\sim 115\text{В}$  - ПРЕОБРАЗ. $\sim 115\text{В}$ » (116) должен оставаться в положении «ГЕНЕРАТ. $\sim 115\text{В}$ », так как при возрастании частоты вновь до 390Гц коробка КОЧ-1А 2-й серии снимает сигнал и все возвращается в исходное положение: преобразователь ПО-750А отключается от шины  $\sim 115\text{В}$  и она снова подключается к трансформатору.

Для защиты радио- и навигационного оборудования от бросков напряжения (переходных процессов), возникающих при переключении питания шины с генератора на преобразователь и обратно, в схеме предусмотрена система реле (425, 327, 328, 449), при помощи которых шина  $\sim 115\text{В}$  подключается к источнику только при установившемся напряжении  $\sim 115\text{В}$ . При отсутствии напряжения  $\sim 115\text{В}$  (или напряжении меньше 115В) реле (449) отключается и своими контактами включает реле (328), которое в свою очередь включает реле (327). Реле (327) срабатывает и обесточивает реле (425), отключающее шину от источника.

При появлении установившегося напряжения источника реле (449) срабатывает и обесточивает реле (328), которое с выдержкой времени порядка 0,3сек вновь включает реле (425) и шина  $\sim 115\text{В}$  подключается к источнику.

При отказе элементов защиты от бросков напряжения на шине  $\sim 115\text{В}$  они блокируются автоматом защиты сети АЗФ1К-7,5 «АВАР.ПИТАН.ШИНЫ  $\sim 115\text{В}$ » (4376), который установлен на правой панели электропульты и закрыт предохранительной защелкой. При включении автомата защиты сети шины  $\sim 115\text{В}$  напрямую подключается к трансформатору или преобразователю (в зависимости от того, какой источник работает).

### **Описание принципиальной схемы переменного тока**

Перед включением источников переменного тока напряжением 208В и 115В необходимо включить АЗС с трафаретами: «ГЕНЕРАТ. $\sim$ ТОКА» (141), «ПРЕОБРАЗ. $\sim$ ТОКА» (115), «АЭРОДР.ПИТАН. $\sim 115\text{В}$ » (127).

Управление включением возбуждения генератора и включением генератора на нагрузку осуществляется переключателем «ГЕНЕРАТ.~115В - ПРЕОБРАЗ.~115В» (116), расположенным на средней панели электропульты летчиков, при постановке его в положение «ГЕНЕРАТ.~115В».

В этом случае +27В подается через клемму 4Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1 реле Р4 - контакты 2-1 реле Р9 на обмотку контактора Кр5, контакты 5-4 реле Р8 - клемму 10Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - на табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138), горение которого сигнализирует о том, что генератор на нагрузку не включен, и контакты 2-1 реле Р4 - контакты 2-1 реле Р6 на реле времени ПМ-11 коробки КВР-1 2-й серии, которое начинает отсчет времени.

Контактор Кр5 срабатывает и замыкает цепь питания обмотки возбуждения генератора (аккумуляторная шина - предохранитель ИП-35 (140) - клемма 4Ш2 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1, 3-4 контактора Кр5 - клемма 1Ш2 коробки КВР-1 2-й серии - клемма 4 РН-600 2-й серии (134) - угольный столб РН-600 2-й серии - клемма 3 РН-600 2-й серии - клемма 1 СГО-30У 4-й серии - обмотка возбуждения - клемма 2 СГО-30У 4-й серии - «масса»). Генератор возбуждается, на его клеммах С2 и С3 появляется напряжение переменного тока, которое подается через клеммы 4Ш3, 6Ш3 коробки КВР-1 2-й серии на трансформатор Тр-12; снимаемое со вторичной обмотки 6-7 Тр12 напряжение выпрямляется блоком диодов БД14 и подается на обмотку реле напряжения Р6.

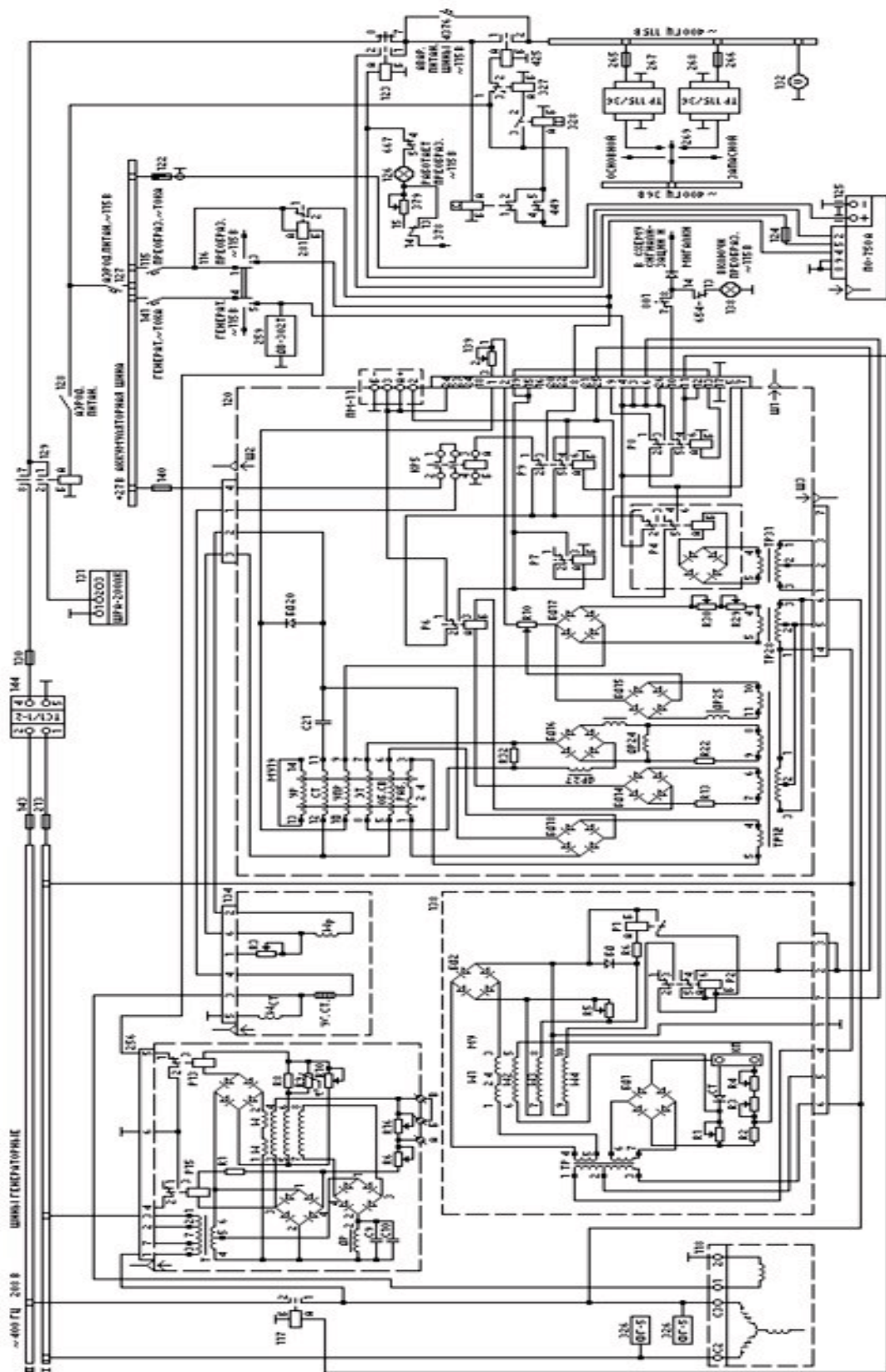


Рисунок 1.52. Схема переменного тока (начало)

Если генератор исправен, то напряжение на его клеммах быстро (менее чем за 6 сек) возрастает до значения, необходимого для срабатывания реле напряжения R6. При достижении на клеммах генератора

напряжения не более 95В реле Р6 срабатывает и разрывает цепь питания реле времени ПМ-11, предназначенного для отключения возбуждения генератора и отключения генератора от нагрузки в случае неисправности или аварии в генераторе или сети. Реле ПМ-11 прекращает отсчет времени и возвращается в первоначальное состояние.

+ 27В бортовой сети подается на клемму 19Ш1 и обмотку реле Р7 коробки КВР-1 2-й серии (120) (через клемму 4Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1 реле Р4 - контакты 2-3 реле Р6). Реле Р7, сработав, становится на самоблокировку. В результате на клемму 19Ш1+27В будет подаваться независимо от реле Р6 по цепи: клемма 4Ш1 коробки КВР-1 2-й серии - контакты 2-1 реле Р4 - контакты 5-4 реле Р9 - контакты 2-3 реле Р7. Через перемычку между клеммами 19Ш1 и 13Ш1 получает питание реле Р8, которое, сработав, контактами 5-б замыкает цепь питания контактора (117), включающего генератор на нагрузку. Одновременно размыкаются контакты 5-4 и разрывается цепь питания табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138). В случае неисправности в генераторе или сети будет гореть табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138), что означает не включение генератора на нагрузку.

Поддержание выходного напряжения генератора производится с помощью магнитного усилителя МУ19 коробки КВР-1 2-й серии (120), рабочая обмотка которого через трансформатор Тр12 и блок диодов БД18 питается напряжением генератора.

Выходная (стабилизирующая) обмотка магнитного усилителя подключена к рабочей обмотке  $W_p$  регулятора напряжения РН-600 (134). Управляющая обмотка магнитного усилителя подключена к выносному сопротивлению ВС-35(139), установленному на электропульте летчиков.

Схема регулирования работает следующим образом. При изменении напряжения генератора или при ручной регулировке напряжения выносным сопротивлением происходит перераспределение намагничивающих сил между обмотками магнитного усилителя. Ток в рабочей или управляющей обмотке магнитного усилителя изменяется, что влечет за собой изменение тока в стабилизирующей обмотке магнитного усилителя, а, следовательно, и в рабочей обмотке  $W_p$  регулятора РН-600.

В результате изменяется сопротивление угольного столба регулятора напряжения РН-600, что влечет за собой изменение тока возбуж-

дения генератора СГО-30У 4-й серии до такой величины, которая обеспечивает поддержание напряжения на клеммах генератора в заданных пределах.

При неисправности в генераторе или в сети переменного тока (короткое замыкание, обрыв фазы, обрыв цепи возбуждения) напряжение генератора резко снижается. Поэтому защита генератора СГО-30У 4-й серии и сети переменного тока от аварий осуществляется по минимальному напряжению.

Если в процессе работы генератора напряжение на его клеммах резко снизится вследствие аварии, то в коробке КВР-1 2-й серии отключится реле напряжения Р6, которое при этом замкнет свои контакты 2-1 в цепи питания реле времени ПМ-11. Если напряжение на шинах генератора не восстановится в течение 6 сек (не отключится неисправный потребитель), то реле времени ПМ-11 через 6 сек после подачи на него питания выдаст сигнал на включение аварийного реле Р9.

Реле Р9 срабатывает, в результате чего:

- через контакты 5-6 становится на самоблокировку;- контактами 1-2 разрывает цепь питания обмотки контактора Кр5 включения возбуждения генератора;- контактами 4-5 разрывает цепь питания промежуточного реле Р7 и реле включения генератора на нагрузку Р8;- контактами 2-3 замыкает цепь включения преобразователя ПО-750А.

Обмотка возбуждения генератора обесточивается, генератор отключается от нагрузки. Одновременно с этим включается в работу преобразователь ПО-750А (125) и загораются табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138) и «РАБОТАЕТ ПРЕОБРАЗ.~115В» (126), расположенные на правой панели электропульты.

Для надежности включения преобразователя ПО-750А переключатель «ГЕНЕРАТ.~115В - ПРЕОБРАЗ.~115В» (116) нужно поставить в положение «ПРЕОБРАЗ.~115В», при этом табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ.~115В» (138) погаснет.

Выдержка времени на отключение генератора необходима для отстройки защиты генератора и его фидера от защиты потребителей, у которых за это время, в случае короткого замыкания, должны сгореть плавкие предохранители. При сгорании предохранителя поврежденного потребителя последний отключается от шин генератора; напряжение генератора восстанавливается, срабатывает вновь реле напряжения Р6 в коробке КВР-1 2-й серии и подготовленная цепь обмотки реле Р9 остается обесточенной. Генератор остается включенным на нагрузку.

Отключение генератора СГО-30У 4-й серии (118) с помощью автомата АЗП1-1СД 2-й серии (138) происходит следующим образом: при повышении напряжения на клеммах 4, 6 увеличивается среднее выпрямленное напряжение на чувствительном элементе автомата, представляющем собой мостовую схему из резисторов (R1...R4) и стабилитрона (СТ). В диагональ этого моста включена обмотка управления (W2) магнитного усилителя (МУ). Ток в обмотке (W2) уменьшается, магнитный усилитель работает в релейном режиме. Поэтому при снижении тока в обмотке (W2) резко увеличивается ток в обмотке обратной связи (W3). В результате этого возрастает напряжение на обмотке реле Р1. Это реле срабатывает с выдержкой времени и своими контактами замыкает цепь питания обмотки реле Р2. Последнее срабатывает и через клеммы 2 и 3 штепсельного разъема подает питание на реле аварийного отключения Р9 коробки КВР-1 2-й серии, реле Р9 срабатывает и отключает генератор

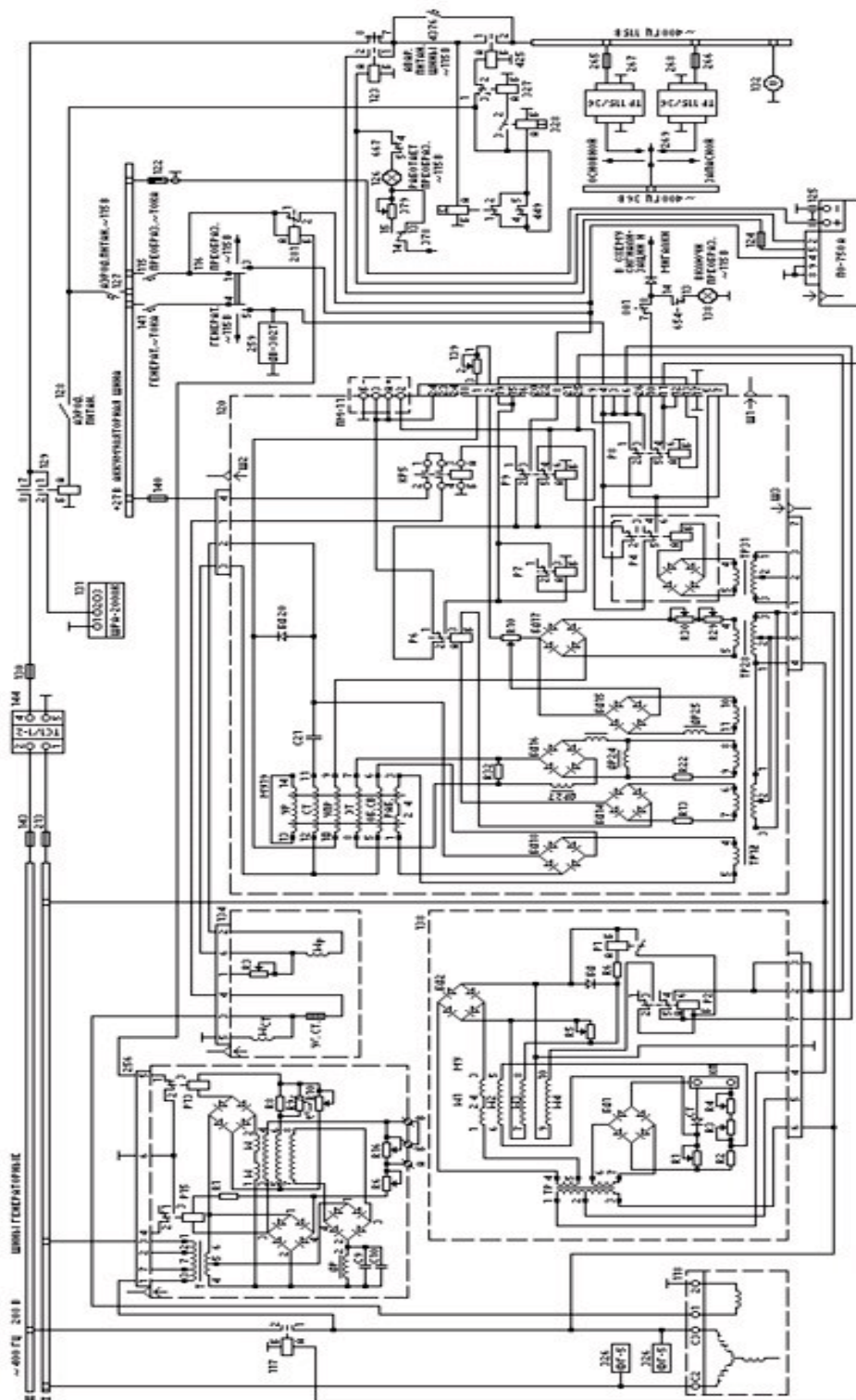


Рисунок 1.53. Схема переменного тока (продолжение 1)

При достижении на выходе генератора СГО-30У 4-й серии напряжения уровня 208В и увеличении частоты напряжения до 390Гц в коробке отсечки частоты КОЧ-1А 2 серии (256) замыкаются контакты 1-2 реле P13 и подключают «минус» к реле (281), которое, сработав, разрывает цепь запуска преобразователя ПО-750А (125) от бортсети.



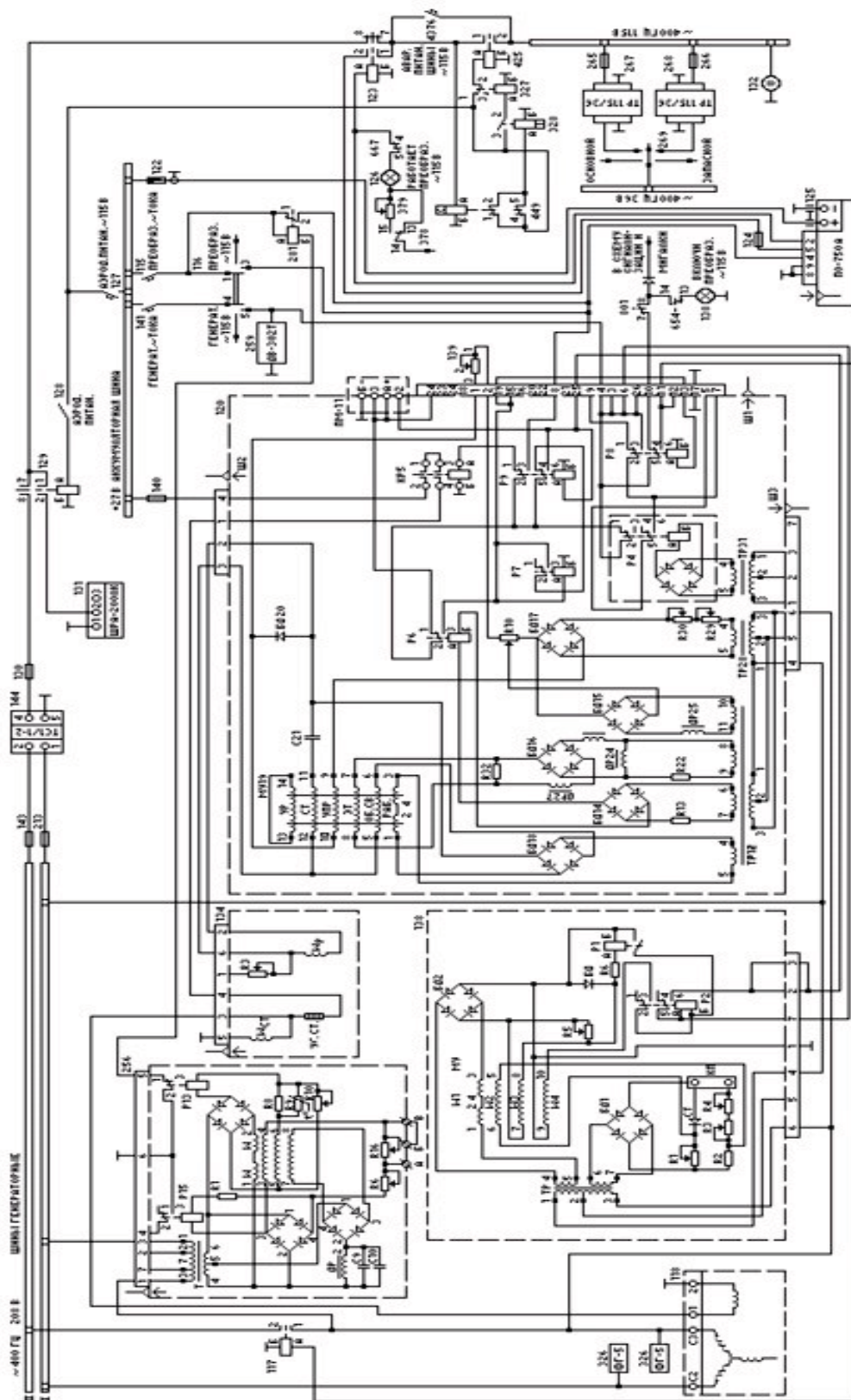


Рисунок 1.54. Схема переменного тока (продолжение 2)

Если частота напряжения генератора в процессе работы станет ниже 360 Гц (88...90 % оборотов несущего винта), то в коробке КОЧ-1А 2-й серии включится реле Р13 и, размыкая свои контакты 1-2, подает

сигнал на запуск преобразователя ПО-750А (125). При этом срабатывает контактор (123), который отключает шину  $\sim 115\text{В}$  от трансформатора ТС/1-2 2-й серии (144) и подключает ее на питание от преобразователя ПО-750А.

В этом случае табло «ВКЛЮЧИ ПРЕОБРАЗ. $\sim 115\text{В}$ » (138) не загорается, а переключатель «ГЕНЕРАТ. $\sim 115\text{В}$  - ПРЕОБРАЗ. $\sim 115\text{В}$ » (116) должен оставаться в положении «ГЕНЕРАТ. $\sim 115\text{В}$ », так как при возрастании частоты вновь до 390Гц коробка КОЧ-1А 2-й серии снимает сигнал и все возвращается в исходное положение: преобразователь ПО-750А отключается от шины  $\sim 115\text{В}$  и она снова подключается к трансформатору.

Для защиты радио- и навигационного оборудования от бросков напряжения (переходных процессов), возникающих при переключении питания шины с генератора на преобразователь и обратно, в схеме предусмотрена система реле (425, 327, 328, 449), при помощи которых шина  $\sim 115\text{В}$  подключается к источнику только при установившемся напряжении  $\sim 115\text{В}$ . При отсутствии напряжения  $\sim 115\text{В}$  (или напряжении меньше 115В) реле (449) отключается и своими контактами включает реле (328), которое в свою очередь включает реле (327). Реле (327) срабатывает и обесточивает реле (425), отключающее шину от источника.

При появлении установившегося напряжения источника реле (449) срабатывает и обесточивает реле (328), которое с выдержкой времени порядка 0,3сек вновь включает реле (425) и шина  $\sim 115\text{В}$  подключается к источнику.

При отказе элементов защиты от бросков напряжения на шине  $\sim 115\text{В}$  они блокируются автоматом защиты сети АЗФ1К-7,5 «АВАР.ПИТАН.ШИНЫ  $\sim 115\text{В}$ » (4376), который установлен на правой панели электропульты и закрыт предохранительной защелкой. При включении автомата защиты сети шины  $\sim 115\text{В}$  напрямую подключается к трансформатору или преобразователю (в зависимости от того, какой источник работает).

## **1.10. Техническое обслуживание системы энергетики переменного тока**

Источник переменного тока 200В – генератор СГО-30 является электрической машиной синхронного типа с питанием ротора постоянным током через коллекторно-щеточный узел, который изнашивает-

ся и подлежит контролю в эксплуатации по равномерности износа щеток и величине предельно-допустимой минимальной высоте щеток. Контроль состояния щеток коллекторного узла производится при каждом периодическом обслуживании вертолета, путем вскрытия ленты коллекторного узла генератора, замера высоты щеток, осмотра и снятия генератора при предельном износе щеток для обслуживания в лаборатории АиРЭО.

Источник переменного тока 115В – преобразователь ПО-750А и источники переменного тока 36В – преобразователи ПТ-500Ц являются электромеханическими генераторами с приводом от моторов постоянного тока и встроенными синхронными генераторами переменного тока, которые также имеют изнашиваемые в процессе эксплуатации коллекторно-щеточные узлы и подлежат обслуживанию по замене щеток, удалению загрязнений, замене смазки подшипников и проверке на соответствие норм технических параметров. Работы по обслуживанию преобразователей выполняются в электролаборатории цеха (участка) лабораторной проверки АиРЭО АТБ.

При периодическом техническом обслуживании вертолета производится снятие преобразователей с борта вертолета и установка на борт преобразователей из возвратно-обменного фонда. При этом необходимо менять местами основной и резервный преобразователи ПТ-500Ц для обеспечения равномерной отработки ресурса преобразователей. На борту вертолета производится внешний осмотр преобразователей, коробок, автоматов, трансформаторов, амперметров, вольтметров с проверкой надежности их крепления и присоединения штепсельных разъемов, удаление загрязнений и проверка работоспособности генератора, преобразователей, трансформаторов и контрольно-измерительной аппаратуры.

Угольный регулятор является подвижным электромеханическим устройством и также изнашивается в эксплуатации, и подлежит в процессе эксплуатации периодическому обслуживанию и контролю технического состояния. При периодическом ТО вертолета регуляторы напряжения РН-600 снимается с борта вертолета для обслуживания в электролаборатории цеха (участка) лабораторной проверки АиРЭО АТБ. В электролаборатории АиРЭО производится также периодическое обслуживание электрических коробок ПМК-14, КОЧ-1А, КВР-1, автоматов АЗП-1, выносных сопротивлений и всех элементов системы электроснабжения переменным током вертолета.

## 1.11. Включение, предполетная проверка, контроль работы источников переменного тока

Включение и контроль работы источников электроэнергии переменного тока производятся на средней панели электропульты пилотов. Для включения аэродромного источника переменного тока напряжением 115В 400Гц необходимо включить АЗС «Аэродромное питание 115В» и выключатель «Аэродромное питание» на средней панели электропульты пилотов. При этом вольтметр переменного тока ВФ-0,4-150 покажет напряжение на шине 115В.

перед запуском двигателей и при отказе в полете генератора переменного тока СГО-30У (УРС-А) необходимо включить преобразователь ПО-750А. Для подключения ПО-750А в шине переменного тока (~115В 400Гц) следует включить какой-либо источник постоянного тока (генератор ГС-18МО, аккумуляторные батареи или аэродромное питание +27В), АЗС «Преобразователь ~115В» и на средней панели электропульты пилотов переключатель «Генератор ~115В – Преобразователь ~115В» поставить в положение «Преобразователь ~115В».



Рисунок 1.55. Панель электропульты переменного тока

При работе ПО-750А будет гореть зеленое табло «Работает преобразователь ~115В», а вольтметр ВФ-0,4-150 покажет напряжение на шине 115В. Генератор СГО-30У (СГО-30УРС-А) включают при частоте вращения несущего винта ( $N_{НВ}$ ) не менее 90%.

Для включения генератора необходимо включить АЗС «Генератор переменного тока», а переключатель «Генератор -115В – Преобразователь ~115В» поставить в положение «Генератор ~115В».

Проверку напряжения СГО-30 производить при оборотах несущего винта в пределах 94...97 %. Показания вольтметра ВФ-0,4-150 при этом должны быть  $115В \pm 4,5В$ . В случае необходимости напряжение СГО-30У (УРС-А) можно подрегулировать вручную выносным сопротивлением ВС-35 (ВС-30Б) «Регулировка ~115В», находящимся на средней панели электропульты пилотов. Ток нагрузки на СГО-30У (УРС-А) контролируется по амперметру переменного тока АФ1-200, при этом позиционный переключатель амперметра должен быть в положении «Генератор». В случае неисправности в генераторе СГО-30У или питающей (магистральной) сети переменного тока генератор автоматически отключается от нагрузки, одновременно на шину 115В 400Гц автоматически подключается преобразователь ПО-750А. При отказе СГО-30У горят красное табло «Включи преобразователь 115В» и зеленое табло «Работает преобразователь 115В». Для дублирования включения ПО-750А необходимо переключатель «Генератор~115В – Преобразователь ~115В» поставить в положение «Преобразователь ~115В». При этом красное табло «Включи преобразователь 115В» выключится, а зеленое табло «Работает преобразователь ~115В» продолжает гореть.

Если частота напряжения генератора СГО-30 будет ниже 360Гц при оборотах вращения ротора несущего винта ниже 88... 90%, коробка КОЧ-1А автоматически включит преобразователь ПО-750А. При этом СГО-30У останется подключенным к шине 208В 400Гц и отключится от шины 115В 400Гц. В этом случае красное табло «Включи преобразователь ~115В» не горит, а переключатель «Генератор ~115В – Преобразователь ~115В» необходимо оставить в положении «Генератор ~115В». При увеличении частоты СГО-30 до 390Гц коробка КОЧ-1А снова отключит преобразователь ПО-750А и подключит генератор к шине 115В 400Гц.

Для включения преобразователей трехфазного переменного тока (36В 400Гц) ПТ-500Ц (ЦБ) необходимо включить АЗС «КПР-9»

(«АПП-1М-4») и переключатель «Преобразователь ~36В: Основной – Запасной» установить в любое нужное положение.

При отказе основного преобразователя ПТ-500Ц (ЦБ) или аварии в его сети коробка КПр-9 автоматически отключает основной преобразователь от шины 36В 400Гц и включает запасной. На средней панели электро пульта пилотов загорается красное табло «Включи запасной преобразователь». Для дублирования включения запасного ПТ-500Ц нужно поставить переключатель «Преобразователь 36В» в положение «Запасной», при этом красное табло «Включи запасной преобразователь 36В 400Гц» погаснет. Перед полетом необходимо проверить работу обоих ПТ-500Ц (ЦБ).

Исправность ПТ-500Ц (ЦБ) контролируется по нормальной работе его потребителей (АГБ-ЗК, ГМК-1А и АП-34Б).

Неисправности источников электроэнергии переменного тока, которые возникают в процессе эксплуатации, локализуются по характерным признакам. Устранение их причин рекомендуется выполнять, используя следующие подходы:

- Если генератор СГО-30У "не выдаёт" напряжение или «не держит» нагрузку, что проявляется в падении напряжения или отключении генератора при включении потребителя тока 100-150А, то причиной являются повреждения его коллекторно-щеточного узла или цепи электропитания обмотки возбуждения.

Повреждения коллектора в большинстве случаев обусловлены подгаром вследствие попадания на него влаги или недостаточного контакта щёток из-за их износа. Генератор с подгаром коллекторно-щеточного узла подлежит замене.

Нарушение цепи электропитания обмотки возбуждения с большой степенью вероятности обусловлено повреждениями угольного регулятора РН-600. Реже отказывает коробка КВР-1 с контактором включения обмотки возбуждения, которая регулирует ток в рабочей обмотке угольного регулятора. Для восстановления работоспособности СГО-30У, в таких случаях, требуется замена РН-600 или КВР-1.

- Если в обмотке возбуждения генератора происходит интенсивный рост тока и перегорает предохранитель ИП-35 (схема 2 АФС поз.40) в РЩ правого генератора ГС-18МО и аккумуляторов, то причиной является перегрев угольного регулятора из-за отсутствия обдува вследствие смещения или отказа вентилятора ДВ-302. С целью предотвращения этой неисправности рекомендуется производить про-

верку крепления электровентилятора обдува угольного регулятора. каждый раз при подготовке вертолѐта к вылету.

- Если при выключении вентилятора загорается табло "Включи преобразователь ~115В" и отсутствует напряжение по вольтметру ВФО,4-150, а при включении противообледенительной системы все показания амперметра АВФ1-200 соответствуют норме, что свидетельствует о "выдаче" генератором напряжения ~208В, но об отсутствии питания с него на шину ~115В, то локализацию неисправности рекомендуется производить, используя следующий подход: Сначала необходимо проверить положение переключателя "Аэродром. питание" на щитке переменного тока средней панели электропульты. Выключатель должен находиться в выключенном положении. Затем произвести проверку предохранителя ПМ-15 в РЩ переменного тока. Причѐм исправность предохранителя можно проверить визуально по отсутствию сигнального флажка; затем измерить напряжение на трансформаторе ТС/1-2 в радиоотсеке; после этого произвести измерение напряжения на колодке 1041/А (провод ЭП-45), расположенной на шпангоуте № 1 над входом в пилотскую кабину.

## **1.12. Металлизация и заземление на вертолете**

Металлизация обеспечивает надежное электрическое соединение всех металлических частей конструкции вертолѐта и всех деталей его оборудования для создания между ними постоянного электрического контакта с малым переходным сопротивлением.

Металлизация осуществляется как с помощью крепежных деталей (заклепки, болты) и установочных деталей (хомуты, колодки) в тех случаях, когда соединяемые части неподвижно соприкасаются между собой или не соприкасаются, но неподвижны друг относительно друга, так и с помощью гибких соединений (перемычек металлизации), когда соединяются части, не соприкасающиеся друг с другом или имеющие относительные перемещения.

Для выравнивания потенциала корпуса вертолѐта относительно потенциала земли на вертолете имеется трос со штырем, с помощью которого корпус вертолѐта соединяется с землей во время стоянки. Трос со штырем перед полетом свертывается в бухту и укладывается в лючок, расположенный с левой стороны носовой части фюзеляжа между шпангоутами № 4Н и 5Н. Кроме того, на главных опорах шасси уста-

новлены штыри заземления, которые касаются земли при посадке и снимают электрический заряд с поверхности вертолета.

Конструкция заземление вертолета приведена на рис. 1.57 и рис.1.58.



Рисунок 1.57.Метелка заземления



Рисунок.1.58.Трос заземления со штырем

### 1.13. Потребители электроэнергии

Потребителями электроэнергии на вертолете являются агрегаты и устройства, входящие вразличного рода системы, к которым относятся:

- система запуска двигателей;
- топливная система;
- противопожарная система;
- система управления вертолетом;
- гидравлическая система;
- противообледенительная система;
- система отопления и вентиляции кабины;
- светотехническое оборудование;
- стеклоочистители передних стекол кабины летчиков.

### 1.14. Электрическая Система Запуска Двигателей ТВ2-117А

Силовая установка вертолета состоит из двух турбовальных двигателей ТВ2-117А, подсоединенных к общему главному редуктору вертолета ВР-8А, передающему суммарную мощность обоих двигателей на несущий и хвостовой воздушные винты. Главный редуктор и двигатели закреплены на вертолете в его верхней части над потолочной па-



нелю фюзеляжа. Двигатели расположены параллельно друг другу впереди главного редуктора.

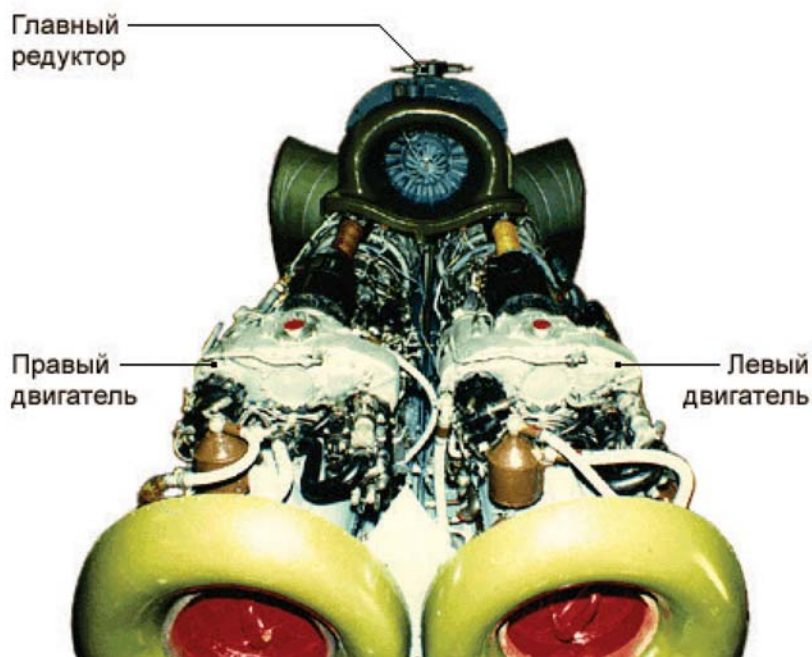


Рисунок 1.59. Двигатели и главный редуктор вертолета Ми-8Т

*Основные характеристики двигателя ТВ2-117А (АГ):*

- Тип двигателя ..... *турбовинтовой, со свободной турбиной*
- Направление вращения ..... *левое*
- Частота вращения свободной турбины ..... *12000 об/мин (100 %)*
- Мощность на выходном валу (взлетный режим) ..... *1500 л.с.*
- Сухая масса ..... *не более 334 кг + 2%*
- Длина с агрегатами и выхлопным патрубком ..... *не более 2843 мм*
- Ширина ..... *не более 550 мм*
- Высота ..... *не более 748 мм*

Для надежной работы на всех режимах полета, на всех эксплуатационных высотах и скоростях, в любых погодных условиях газотурбинные двигатели ТВ2-117А (АГ) оснащены всеми необходимыми системами, представленными на рис 1.60:



Рис. 1.60. Системы двигателя ТВ2-117А (АГ) вертолета Ми-8Т

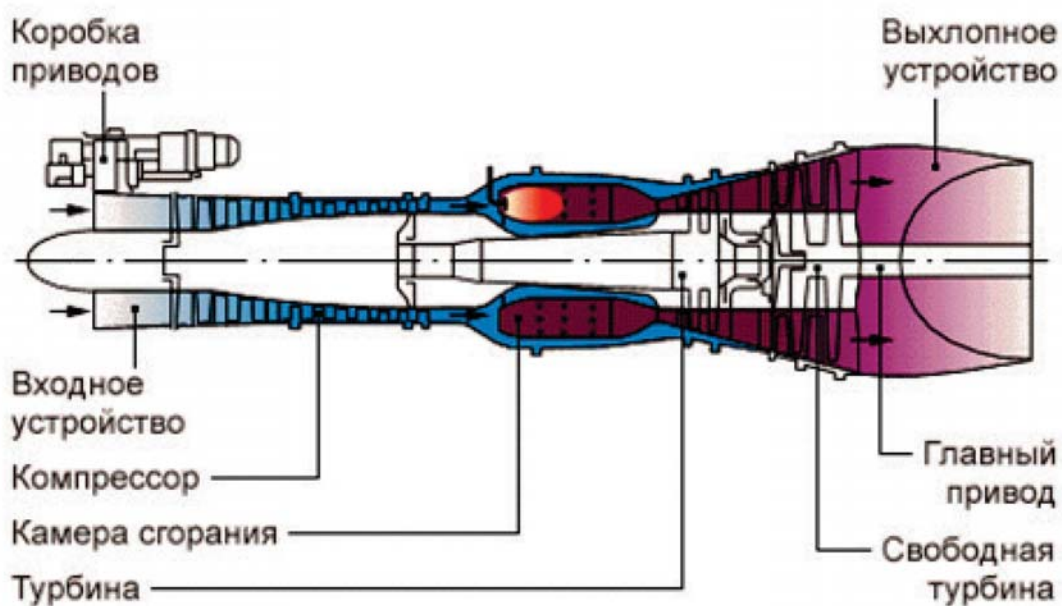


Рисунок 1.61. Конструкция двигателя ТВ2-117А (АГ)

Таблица 1.2. Параметры работы двигателя ТВ2-117А (АГ) на различных режимах

Параметры	Взлетный режим	Номинальный режим	Крейсерский режим	Малый газ
Температура газа перед турбиной компрессора, °С	880 (при работе на земле - 875)	860	810	600
Частота вращения ротора турбокомпрессора, %	101	98	96,5	63...66

Максимально допустимые замеренные значения параметров работы двигателей ТВ2-117А (АГ) на всех высотах и скоростях полета из условия прочности должны быть не выше, приведенных в таблице 1.2:

Вертолет оборудован электрической системой, обеспечивающей запуск газотурбинных двигателей ТВ2-117А (АГ) на земле и в полете, а также холодную прокрутку и прекращение процесса запуска.

Процесс запуска двигателя на земле и в воздухе включает в себя:

- раскрутку турбокомпрессора;
- подачу топлива и включение зажигания;
- доведение частоты вращения турбокомпрессора до определенного значения, при котором турбина двигателя развивает мощность, достаточную для вращения компрессора, и последующего отключения стартера.

Холодная прокрутка двигателя аналогична процессу запуска, но производится без подачи топлива в камеру сгорания и без включения зажигания.

Прекращение запуска двигателя заключается в отключении стартера и ускоренной отработке автоматики запуска.

Запуск двигателей может быть осуществлен от аэродромного источника питания или от заряженных бортовых аккумуляторных батарей 12САМ-28. При одном работающем двигателе запуск другого может осуществляться от генератора работающего двигателя совместно с аккумуляторными батареями.

**ВНИМАНИЕ. КАТЕГОРИЧЕСКИ ЗАПРЕЩАЕТСЯ:**

1. Производить запуск двигателей от неисправных источников питания.

2. Производить запуск двигателей от аэродромного источника питания при неустановленных на вертолете аккумуляторных батареях.

Запуск двигателей осуществляется системой запуска, включающей в себя генераторы-стартеры ГС-18МО, пусковую панель ПСГ-15М, систему зажигания, импульсатор И-2 и блок электромагнитных клапанов.

Щиток запуска двигателей расположен на средней панели электропульты.

На щитке запуска размещены:

- переключатель выбора запускаемого двигателя;
- переключатель рода работ «Запуск – Прокрутка»;

- кнопки «Запуск» и «Прекращение запуска».
- табло зеленого цвета «Автомат. включена», сигнализирующее о работе пусковой панели ПСГ-15М системы запуска;



Рисунок 1.62. Щиток запуска двигателей ТВ2-117А (АГ)

### Описание системы запуска двигателя

Газотурбинные двигатели ТВ2-117А (АГ), установленные на вертолете МИ-8Т, оборудованы электрической системой питания и запуска СПЗ-15, в состав которой входят:

- стартеры-генераторы постоянного тока ГС-18МО;
- пусковая панель ПСГ-15М;
- шесть аккумуляторных батарей 12САМ-28;
- две аэродромные розетки ШРАП-500;
- переключающие контакторы и блокировочные реле;
- система зажигания;
- топливная аппаратура системы запуска.

Дополнительно к агрегатам, участвующим в запуске, в систему СПЗ-15 входят установленные на вертолете комплексный аппарат ДМР-600Т, регулятор напряжения РН-180 и автомат защиты АЗП-8М.

Запуск двигателей осуществляется от аэродромного источника питания постоянного тока или от бортовых аккумуляторных батарей. После запуска двигателя генератор ГС-18МО автоматически переходит с режима стартера в режим генератора.

Таблица 1.3. Параметры работы генератора -стартера  
ГС-18МО:

Номинальное напряжение.....	24В
Количество временных циклов .....	3
Продолжительность циклов (программ):	
-запуск двигателя на земле .....	(42 ±2)с
-запуск двигателя в полете.....	(42 ±2с
-холодная прокрутка .....	(30 ± 1,5)с
Режим работы .....	повторно-кратковременный
Число включений .....	6
Продолжительность включений .....	не более 44с
Перерыв между включениями .....	3 мин (после шестого включения - полное охлаждение)

**Пусковая панель ПСГ-15 (ПСГ-15М)** предназначена для автоматического управления запуском двигателей. Панель обеспечивает запуск двигателей на земле и в полете, холодную прокрутку и прекращение процесса запуска.



Рисунок 1.63. Пусковая панель ПСГ-15М

На основании панели размещены: программный механизм ПМЖ-2-60 (ПСГ-15) или 2ПМ8060А (ПСГ-15М) (моторное реле с электродвигателем Д-2РТ, редуктор, блок кулачков, блок рычагов и переключателей); регулятор тока РУТ-600Д-2 (РУТ-600ТВ) (электромагнитный регулятор реостатного типа); сопротивления; коммутационная аппаратура; два штепсельных разъема. Панель установлена на стенке шпангоута № 5Н за сиденьем левого летчика.

Панели ПСГ-15 и ПСГ-15М по схеме внешних соединений и посадочным местам взаимозаменяемы. Внешнее отличие между панелями состоит в том, что панель ПСГ-15М имеет контрольный штепсельный разъем, закрытый заглушкой.

пусковая панель ПСГ-15 (ПСГ-15М)

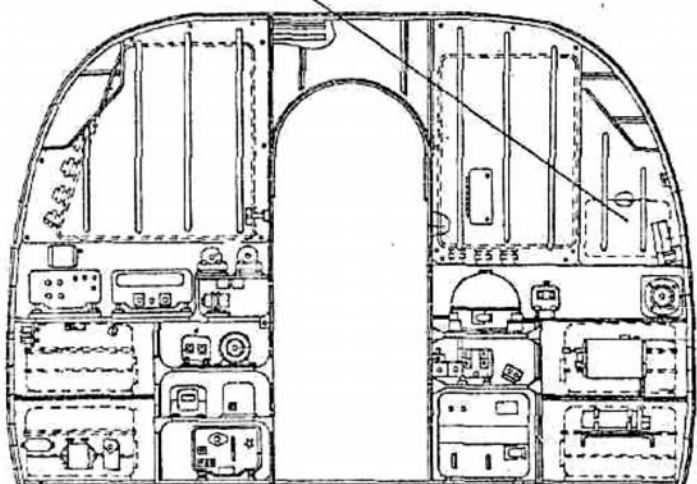
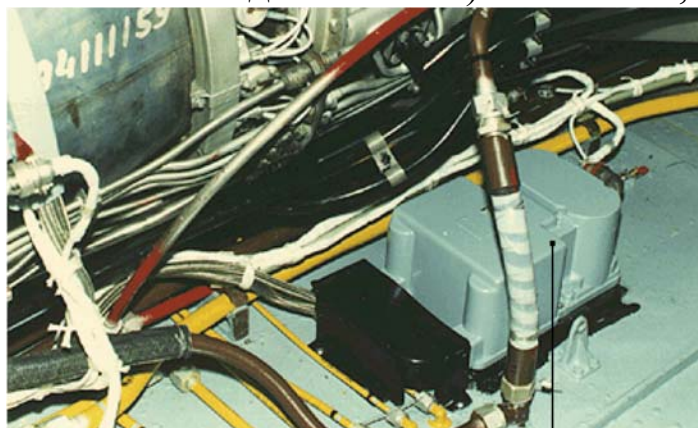


Рисунок 1.64. Установка пусковой панели ПСГ-15

**Система зажигания** предназначена для воспламенения топливо-воздушной смеси при запуске двигателя на земле и в условиях полета.

Система зажигания каждого двигателя включает в себя агрегат зажигания СКНА-22-2Т (СКНА-22-2А) и две полупроводниковые свечи зажигания СП-18У (СП-18УА).

Агрегат зажигания представляет собой высоковольтную конденсаторную систему, являющуюся источником электрической энергии, необходимой для образования электрического разряда между электродами запальной свечи. Агрегат установлен в отсеке двигателя. Длина экранированного провода от агрегата до каждой свечи (высоковольтный провод марки ПВСТ с медной жилой) не более 2,5м.



Агрегат зажигания СКНА-22-2А

Рисунок. 1.65. Агрегат зажигания СКНА-22-2А

Запальная свеча зажигания представляет собой полупроводниковую, экранированную свечу (угольник с керамической изоляцией и фланцевым креплением).

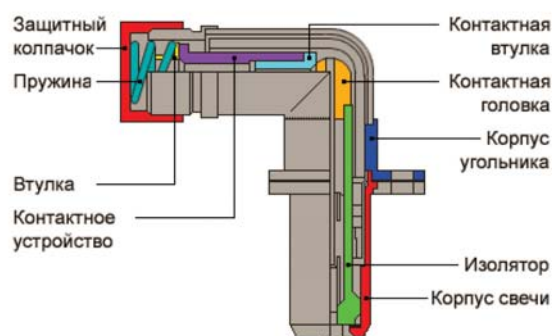


Рисунок 1.66. Свеча зажигания СП-18У

Рабочий зазор свечи составляет  $1,4 \pm 0,4$  мм, пробивное напряжение – не более 2000В. Свечи монтируются в пусковых воспламенителях двигателей, установленных на корпусе диффузора камеры сгорания двигателя.

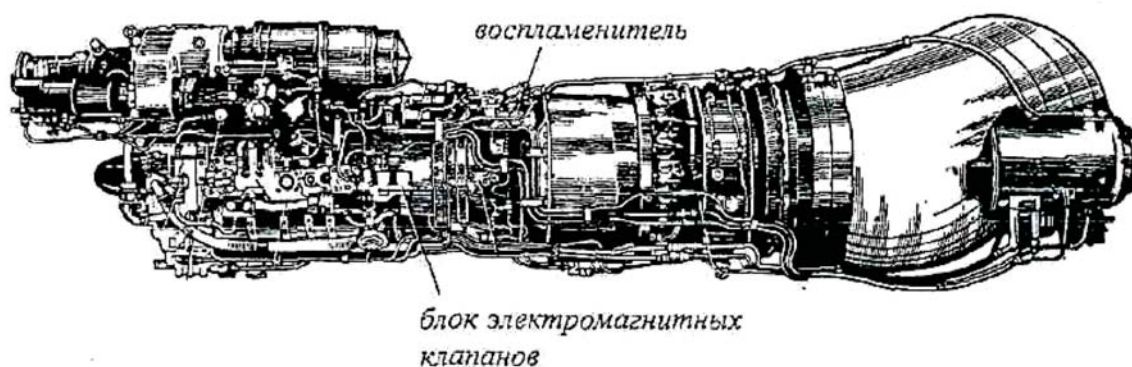


Рисунок 1.67. Внешний вид двигателя ТВ2-117А

**Пусковая топливная система двигателя** предназначена топлива в камеру сгорания при запуске двигателя.

Система включает блок электромагнитных клапанов, импульсатор питания И-2 и две пусковые форсунки, установленные в пусковых воспламенителях камеры сгорания. Пусковой воспламенитель состоит из корпуса с переходником и дефлектора, топливной форсунки и электрической свечи.

Топливо к форсунке поступает от клапана постоянного давления. Управление подачей топлива осуществляется электромагнитным клапаном (правым). В процессе запуска топливо от насоса высокого давления агрегата НР-40ВА подводится к золотнику клапана постоянного давления.

Вследствие дросселирования топлива при входе его внутрь золотника давление топлива уменьшается до величины, определенной натяжением пружины ( $3,5 \dots 4$  кгс/см<sup>2</sup>) и поддерживается постоянным в течение запуска. Электромагнитный клапан (правый) открывается в

начальный момент запуска при подаче пусковой панелью питания на его обмотку.

Для обеспечения надежной работы электрической свечи и надежности запуска двигателя питание на электромагнитный клапан подается импульсами (60 импульсов в минуту) при включении импульсатора И-2.

Пусковой панелью или по сигналам от агрегата КА-40 гидросистема двигателя закрывает электромагнитный клапан (правый) и прекращается подача топлива к пусковой форсунке. При закрытии клапана на 2...3с открывается электромагнитный клапан (левый). За это время давлением газов из камеры сгорания двигателя через пусковую форсунку продувается пусковая система в дренаж для предотвращения коксования топлива в топливопроводах.

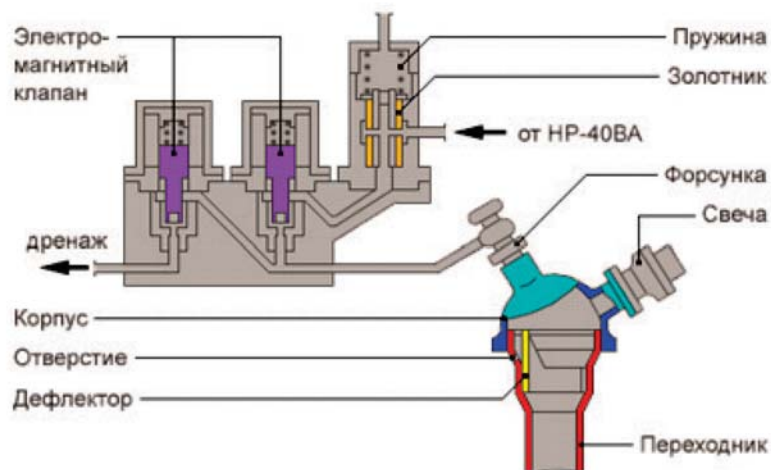


Рисунок 1.68. Пусковая топливная система запуска

В топливную аппаратуру системы запуска входит блок электромагнитных клапанов, предназначенный для открытия и закрытия канала подвода пускового топлива к пусковым форсункам и для включения продувки пусковых топливных магистралей после прекращения подачи к ним топлива. Работа блока электромагнитных клапанов происходит по сигналам пусковой панели ПСГ-15 (ПСГ-15М). Блоки клапанов установлены на корпусах компрессоров двигателей.

**Импульсатор питания И-2** предназначен для увеличения высоты запуска двигателей и улучшения наземного запуска в зимних условиях. Импульсатор И-2 представляет собой мощный низкочастотный генератор прямоугольных импульсов. Импульсатор выдает электрические сигналы частотой 60 импульсов в минуту, которые управляют включением клапана № 1 пускового топлива двигателей.





Рисунок 1.69. Импульсатор питания И-2

В цепь питания электросхемы импульсатора введен выключатель ВГ-15К «ИМПУЛЬСАТОР ВКЛ – ВЫКЛ», установленный на щитке предохранителей, справа у шпангоута № 4Н.

Рядом установлена лампа СЛЦ-51 контроля его работы с зеленым светофильтром, мигающая при работе импульсатора. Выключатель импульсатора законтрен нитками во включенном положении и опломбирован.



Рисунок 1.70. Управление импульсатором питания

Пусковая система двигателей с установленным импульсатором питания И-2 отлажена под импульсную подачу топлива. Допускается эксплуатация этих двигателей без импульсатора. В этом случае при запуске «горячего» двигателя запуск может быть нестабильным. Для обеспечения надежности запуска необходимо предварительно произвести холодную прокрутку двигателя. Импульсатор питания И-2 установлен в кабине пилотов, на стенке правого аккумуляторного отсека.

**ПРИМЕЧАНИЕ:** В серийном производстве импульсатор питания устанавливается на вертолетах выпуска с июля 1972г.

График работы микровыключателей программного механизма ПСГ-15 (ПСГ-15М) приведен на рис. 1.71.

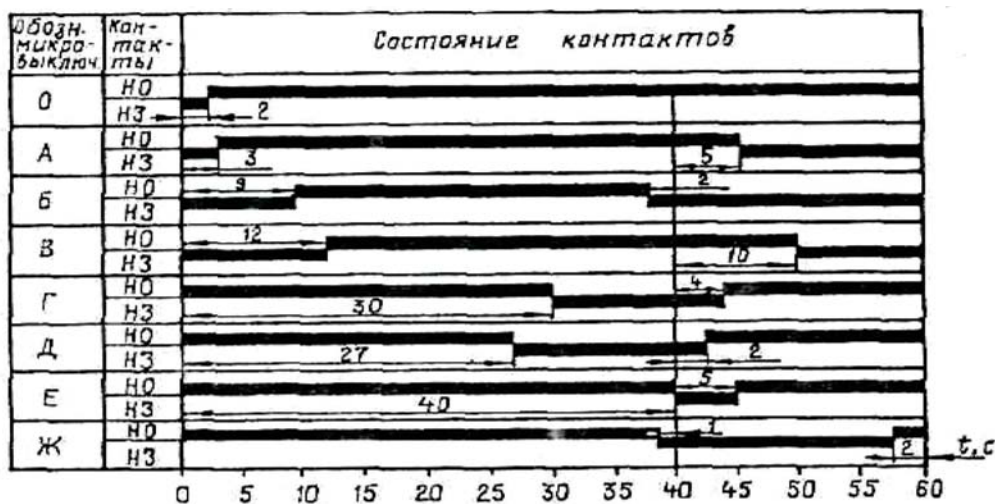


Рисунок 1.71. График работы ПСГ-15

Запуск двигателя представляет собой процесс вывода его на режим малого газа. Раскрутка ротора ТК в процессе запуска на земле и в полете осуществляется электрическим стартером-генератором ГС-18МО, а воспламенение топливо-воздушной смеси – электрической системой зажигания. Подача топлива в камеру сгорания регулируется автоматом запуска в соответствии с заданным законом изменения температуры газа перед турбиной.

Процесс запуска двигателя протекает в соответствии с пусковыми характеристиками, под которыми понимается зависимость мощности  $N_p$ , потребной для вращения ТК, и мощности  $N_t$ , развиваемой турбиной компрессора, от частоты вращения  $N_{TK}$  в процессе запуска. На пусковой характеристике двигателя можно выделить три основных этапа.

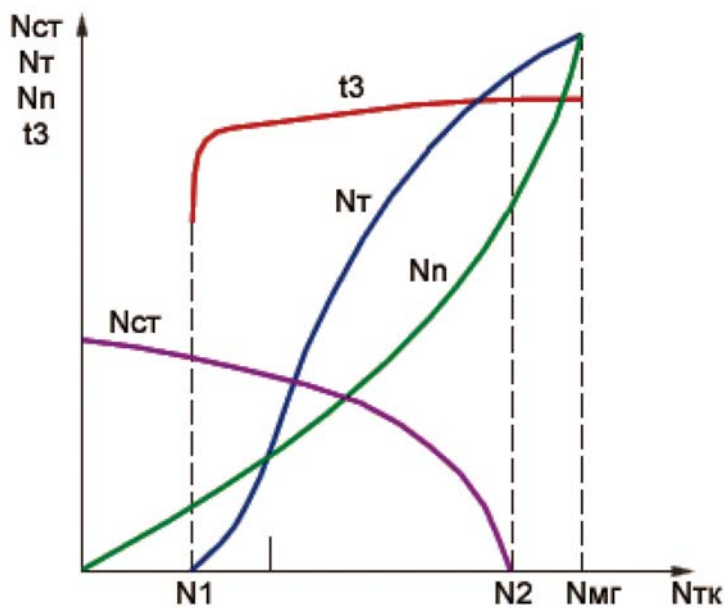


Рисунок 1.72. Процесс запуска двигателя

Первый этап начинается с момента включения стартера ( $N_{тк}=0$ ) и продолжается до момента подачи в камеру сгорания и воспламенения в ней рабочего топлива ( $N_{тк}=N_1=17...21\%$ ). Раскрутка ротора ТК на этом этапе запуска осуществляется только стартером.

Второй этап начинается с момента, когда вступает в работу турбина компрессора ( $N_{тк}=N_1=17...21\%$ ), а также развивается положительный крутящий момент, и заканчивается в момент отключения стартера ( $N_{тк}=N_2=57...63\%$ ). Раскрутка ротора ТК на этом этапе запуска осуществляется совместно стартером и турбиной компрессора. При достижении  $N_{тк}=N_2=57...63\%$  турбина компрессора развивает мощность, достаточную как для собственного вращения, так и для вращения компрессора.

Третий этап начинается с момента отключения стартера ( $N_{тк}=N_2=57...63\%$ ) и заканчивается в момент выхода двигателя на режим малого газа ( $N_{тк}=N_{мг}=63...66\%$ ). Раскрутка ротора ТК на этом этапе осуществляется только турбиной компрессора.

При запуске двигателя на земле и в воздухе участвуют электрическая система, система зажигания и пусковая топливная система.

Запуск двигателя может производиться от аэродромного источника питания или автономно от аккумуляторных батарей вертолета.

### **Подготовка к процессу запуска**

1. Включить бортовые аккумуляторы и проверить их напряжение.
2. Выключатели генераторов-стартеров ГС-18МО поставить в положение «Выключено». Должны гореть два красных сигнальных табло «Отказал левый генератор», «Отказал правый генератор».
3. Выключатель «Сеть на аккумулятор» поставить в положение «Включено».
4. Включить два АЗС «Запуск двигателя» и «Зажигание». Кроме этого, включить АЗС-ы и выключатели систем и приборов, необходимых для запуска согласно контрольной карте.
5. Включить преобразователь ПО-750.
6. Открыть перекрывные (пожарные) краны.
7. Включить топливные насосы.
8. Растормозить несущий винт. Рычаги РУД поставить на защелки. Убедиться, что рычаг «ШАГ - ГАЗ» стоит на нижнем упоре, коррекция - левая.
9. На щитке управления запуском установить переключатель «Запуск-Прокрутка» в положение «Запуск»; переключатель «Запуск дви-

гателей» установить в положение «Левый» или «Правый» в зависимости от выбранного для запуска двигателя.

### Запуск

Для запуска двигателя необходимо на 2-3 секунды нажать кнопку «Запуск». В дальнейшем пусковая панель ПСГ-15М автоматически отработывает временной цикл запуска, а экипаж контролирует работу автоматики и по приборам следит за параметрами двигателя.

При нажатии на кнопку "Запуск" (1-я секунда) питание через автомат защиты сети "Зажигание" и контакты кнопки "Запуск" подается на поляризованное реле включения программного механизма и загорается табло «Автомат включен» на щитке запуска. В цепи питания реле установлена кнопка, которая исключает возможность запуска двигателя при включенном тормозе несущего винта. Программный механизм пусковой панели обеспечивает включение агрегатов и элементов системы запуска: стартера-генератор ГС-18МО, агрегат зажигания СКНА-22-2А, генератор импульсов в И-2 и электромагнитный клапан пускового топлива. При этом напряжение на зажимах стартера равно 2...3В, а пусковой ток 200...250А. Начинается медленная раскрутка двигателя (выборка люфтов в передачах).



Рисунок 1.73. Электрощиток запуска двигателей

Через 2с с момента нажатия кнопки "Запуск" кулачок программного механизма блокирует кнопку от повторного случайного нажатия.

На 3-й секунде на якорь стартера подается питание 24В (при параллельном соединении групп аккумуляторных батарей). В результате ток, потребляемый стартером, увеличивается до 1100—1200А и начинается энергичная раскрутка двигателя.

При достижении давления топлива после насоса высокого давления НР-40ВА  $P_T = 3...4 \text{ кгс/см}^2$  открывается клапан постоянного давления. Топливо поступает в пусковые воспламенители и поджигается.

При достижении  $N_{тк}=17...21\%$  открывается запорный клапан насоса-регулятора и в камеру сгорания поступает рабочее топливо. Воспламенение рабочего топлива сопровождается появлением и резким ростом температуры газов, частота вращения турбокомпрессора начинает возрастать интенсивнее.

На 9-й секунде кулачок программного механизма подает питание на контакторы, которые переключают источники питания с параллельного соединения на последовательное (две группы аккумуляторных батарей или две розетки аэродромного питания ШРАП-500К соединяются последовательно). Это приводит к увеличению напряжения на клеммах стартера с 24В до 48В, увеличению силы тока источников питания до 110А и начинается еще более энергичная раскрутка двигателя.

В процессе раскрутки двигателя при достижении частоты вращения  $n_{тк}=17...21\%$  происходит открытие запорного клапана агрегата НР-40ВА и в камеру сгорания подается основное топливо. Основное топливо воспламеняется от пламени пускового воспламенителя. С этого момента турбина компрессора берет на себя часть мощности по раскрутке ротора компрессора и стартер работает в режиме «сопровождения».

При достижении  $N_{тк}=34...36\%$  (но не ранее 12с) по сигналам агрегата КА-40 включается регулятор тока РУТ-600-Д2 (установлен в панели ПСГ-15М), который поддерживает постоянной мощность питания стартера в режиме «сопровождения» до выхода двигателя на частоту вращения малого газа, ожесточатся электромагнитный клапан № 1 подачи пускового топлива и импульсатор И-2, затем подается питание на электромагнитный клапан № 2, который обеспечивает продувку форсунок пускового воспламенителя от остатков топлива. Одновременно отключается агрегат зажигания СКНА-22-2А. В случае, если подача пускового топлива производится импульсами, при включенном импульсаторе, а также, если вышеуказанные переходы не реализуются по достижении  $N_{тк}=34...36\%$ , то будут выполнены на 30-й секунде. Также на 30-й секунде программный механизм выключает систему зажигания.

На частоте вращения турбокомпрессора  $N_{тк}=40...50\%$  возможен кратковременный заброс температуры газа (до  $600^{\circ}\text{C}$ ). Объясняется это тем, что автомат запуска резко уменьшает перепуск топлива на слив, а регулятор оборотов турбокомпрессора еще не вступил в рабо-

ту. Точка заброса температуры газа может быть перемещена по линии  $N_{TK}$  в зависимости от регулировки автомата запуска.

При достижении  $N_{TK}=50...56\%$  гидравлическая система двигателя закрывает клапаны перепуска воздуха из компрессора в атмосферу.

При достижении  $N_{TK}$  близких к  $56...58\%$  открывается распределительный клапан второго контура рабочих форсунок и рабочее топливо поступает во второй контур.

При частоте вращения  $N_{TK}=57...63\%$  агрегат КА-40 выдает команду на отключение пусковой панели и переключение стартера в генераторный режим. Отключается питание стартера и снимается питание с реле панели ПСГ-15М, которые участвовали в процессе запуска. При этом программный механизм панели ПСГ-15М ускоренно дорабатывает цикл и табло «Автоматика включена» гаснет. Если это не произойдет (из-за неисправности), то на 40-й секунде кулачок программного механизма включает ускоренную доработку цикла и отключает все элементы запуска. Программный механизм устанавливается в исходное положение (табло «Автоматика включена» гаснет), а обмотки возбуждения стартера подключаются к регулятору напряжения, и стартер переходит на генераторный режим работы.

Двигатель выходит на режим малого газа.

Для включения генератора в бортовую сеть необходимо включить переключатель на панели постоянного тока.

Диаграмма процесса запуска двигателей приведена на рис. 1.74.

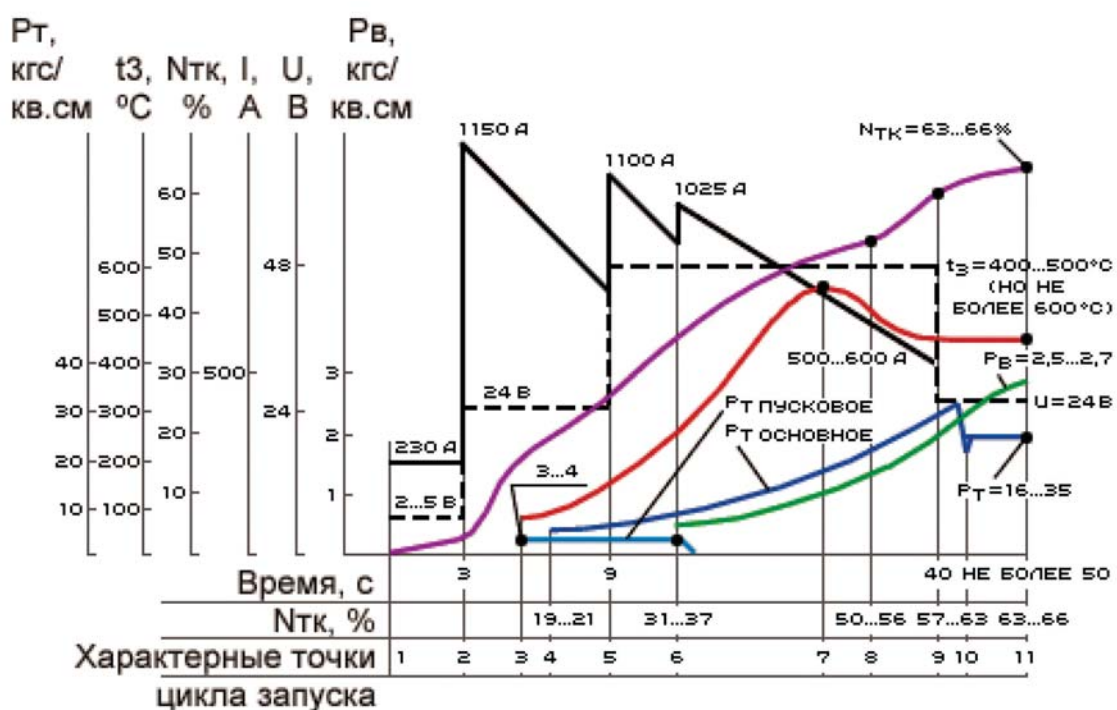


Рисунок 1.74. Диаграмма процесса запуска двигателей

В диаграмме процесса запуска двигателя можно выделить следующие характерные точки:

1. Нажатие на кнопку "Запуск" (1-я секунда)
  2. 3-я секунда
  3. Достижение давления топлива за НР-40ВА 3...4кгс/см<sup>2</sup>.
  4. Достижение  $\eta_{тк}=19...21\%$
  5. 9-я секунда
  6. Достижение  $\eta_{тк}=31...37\%$  (но не ранее 12с)
  7. Достижение  $\eta_{тк}=40...50\%$
  8. Достижение  $\eta_{тк}=50...56\%$
  9. Достижение  $\eta_{тк}=56...58\%$
  10. Достижение  $\eta_{тк}=57...63\%$
- Выход двигателя на режим малого газа  $\eta_{тк} = 63...66\%$

Система запуска необходима также для выполнения холодной прокрутки двигателя, которая производится: – после неудавшегося запуска, если не произошло воспламенение топлива; – после ложного запуска; – перед запуском после перерыва в работе двигателя более 5 суток; – после замены масла в маслосистеме; – перед первым запуском вновь установленного двигателя.

Перед выполнением холодной прокрутки необходимо переключатель «Запуск – Прокрутка» на щитке запуска двигателей установить в положение «Прокрутка».

**При холодной прокрутке** процесс включения и выключения агрегатов системы аналогичны, но:

- не происходит переключения источников питания с 24В на 48В;
- не работает система зажигания и не подается топливо в камеру сгорания;
- не включается регулятор тока РУТ-600Д-2.

Время цикла пусковой панели при холодной прокрутке 27с, при этом нет подачи электропитания на свечи и электромагнитный клапан пускового топлива, а также не включается регулятор тока и не происходит переключение питания стартера на 48В.

## Работа электросхемы системы запуска двигателей

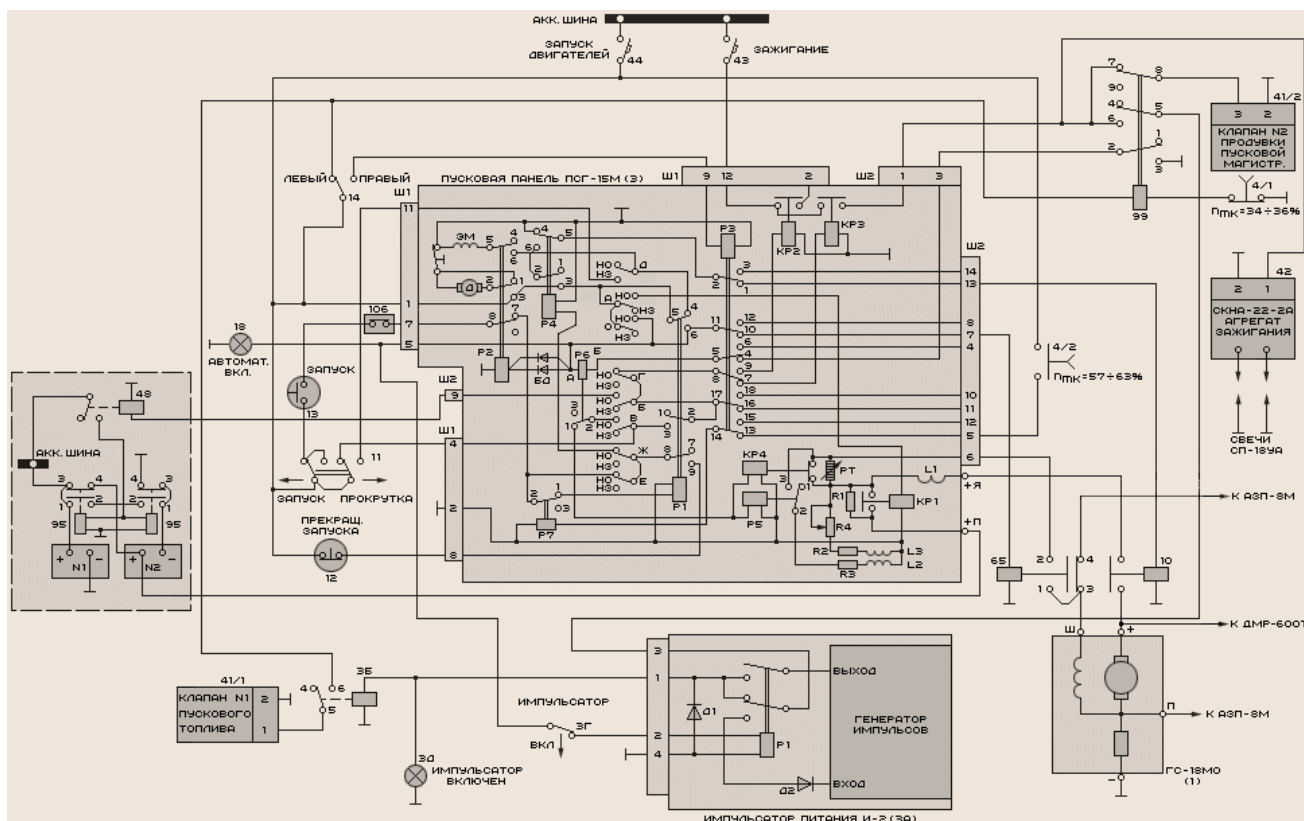


Рисунок 1.75. Схема запуска двигателей

### Запуск двигателя на земле

Для подготовки электрической схемы запуска к процессу запуска необходимо выполнить следующее (при автономном запуске):

1. Включить бортовые аккумуляторные батареи, для чего все выключатели аккумуляторных батарей поставить в положение «ВКЛ.», а переключатель «АККУМУЛ. - АЭРОДР.ПИТАН.» - в положение «АККУМУЛ.», при этом загорятся табло «ОТКАЗАЛ ЛЕВЫЙ ГЕНЕРАТ.» и «ОТКАЗАЛ ПРАВЫЙ ГЕНЕРАТ.».

2. Установить выключатели генераторов в положение «ВЫКЛ.».

3. Установить выключатель «СЕТЬ НА АККУМ.» во включенное положение.

4. Включить автоматы защиты сети «ЗАПУСК ДВИГАТ.» (44), «ЗАЖИГАНИЕ»(43).

5. Установить переключатель «ЗАПУСК - ПРОКРУТКА» (11) в положение «ЗАПУСК».

6. Установить переключатель «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕВЫЙ - ПРАВЫЙ» (14) в положение «ЛЕВЫЙ» (в случае запуска левого двигателя). При этом сработает реле ТКЕ54ПОДГ или ТКЕ54ПОДГБ (99).



Для запуска необходимо нажать кнопку «ЗАПУСК» (13) и через 2-3 сек отпустить ее. В момент нажатия «плюс» от аккумуляторной шины через контакты переключателя (11), замкнутые (при расторможенном несущем винте) контакты концевого выключателя А802А (106), контакт 7 разъема Ш1, контакты 8-7 реле Р2, контакты 2-1 реле Р7 поступает на управляющую обмотку реле Р1 и через контакты НО микровыключателя Е, контакты НО микровыключателя Ж - на управляющую обмотку реле Р4.

Реле Р1 и Р4 срабатывают, при этом реле Р1 самоблокируется, получая питание через кнопку «ПРЕКРАЩ.ЗАПУСКА» (12), контакт 8Ш1, контакты 9-8 реле Р1, контакт НО микровыключателя Е и контакты 2-1 реле Р7.

После срабатывания реле Р1 образуются цепи:

– первая: аккумуляторная шина - переключатель (11) - контакт 4Ш1 - контакты 3-2 реле Р1 - контакт НО микровыключателя Г - контакты 8-7 реле Р3 - управляющая обмотка контактора Кр3 - «масса». Контактор Кр3 срабатывает и от автомата защиты сети «ЗАЖИГАНИЕ» (43) через контакт 1Ш2 подает питание на агрегат зажигания СКНА-22-2А (42) и импульсатор И-2 (3а);

– вторая: аккумуляторная шина - контакт 1Ш1 - контакты 5-6 реле Р1 - диоды БД - управляющая обмотка реле Р2 - «масса». Реле Р2 срабатывает и через контакты 3-2 подает питание на двигатель программного механизма.

Одновременно питание через контакты 5-6 реле Р1, контакты 11-10 реле Р3 и контакт 7Ш2 поступает на управляющие обмотки контактора ТКД511А (65) и промежуточное реле ТВЕ101Б (100). Контактор (65) срабатывает и через контакты контактора Кр4, контакт 6Ш2, замкнувшиеся контакты контактора (65) подключает обмотку возбуждения генератора-стартера ГС-18МО (1) к бортовой сети.

Реле (100) срабатывает и замыкает цепь управляющей обмотки блокировочного реле ТКЕ52ПД (49). В свою очередь, реле (49) срабатывая, разрывает цепь включения ДМР-600Т (16), исключая тем самым возможность включения последнего во время работы системы запуска и возможность подачи в бортовую сеть напряжения 48В.

Одновременно с подачей питания на программный механизм напряжение от контакта 6 реле Р1 через контакт 5Ш1 подается на лампу-табло «АВТОМАТИКА ВКЛЮЧЕНА» (18). Загорание лампы свидетельствует о включении автоматики в работу. Этот же сигнал напряжения при включенном выключателе импульсатора (3г) поступа-

ет на контакт 2 ШР импульсатора И-2 (3а); в импульсаторе включается реле Р1, которое запускает генератор импульсов. Импульсатор И-2 начинает выдавать с контакта 1 штепсельного разъема импульсы на обмотку реле (3б), осуществляя импульсное питание электромагнитного клапана пускового топлива (41/1);

– третья: аккумуляторная шина - кнопка «ПРЕКРАЩЕНИЕ ЗАПУСКА» (12) - контакт 8Ш1 - контакты 9-8 реле Р1 - контакты НО микровыключателя Ж - управляющая обмотка реле Р4 - «масса».

После срабатывания реле Р4 питание от аккумуляторной шины по цепи: контакт 1Ш1 - замкнувшиеся контакты 3-2 и 6-5 реле Р4 - контакты 2-1 реле Р3 - контакт 13Ш2 поступает на управляющую обмотку контактора ТКС601А (10). Контактор срабатывает и питание от бортовой сети через пусковое сопротивление R1 и замкнувшиеся контакты контактора (10) подается на якорь генератора-стартера ГС-18МО (1). Генератор-стартер начинает медленно раскручивать турбокомпрессор двигателя.

При раскрутке двигателя топливо от основного насоса НР-40ВА поступает по пусковому каналу через электромагнитный клапан на форсунку пускового воспламенителя. В воспламенителе установлен искровой разрядник (свеча), на который от пусковой катушки агрегата зажигания подается высокое напряжение. Топливо в воспламенителе начинает гореть;

– четвертая: аккумуляторная шина - контакт 1Ш1 - контакты 5-6 реле Р1 - обмотка реле Р6 - контакты 5-4 реле Р3 - контакт 3Ш2 - контакты 3-2 реле (99) - «масса». Реле Р6 срабатывает, размыкая свои контакты 2-1, и исключает возможность включения контактора Кр4 и реле Р5, т.е. исключается возможность включения в работу регулятора тока РУТ-600-Д2 на начальном этапе запуска.

Через 2 сек после начала запуска срабатывает микровыключатель О и блокирует цепи питания обмотки реле Р2. Микровыключатель О служит для установки программного механизма в исходное положение, поэтому контакты 3-2 реле Р2 остаются замкнутыми и после снятия питания с обмотки реле Р1, а следовательно, обеспечивается постоянная подача питания на двигатель программного механизма до полной отработки им заданного цикла.

На 3-й сек срабатывает микровыключатель А и подает +27В на обмотку контактора Кр1, который, срабатывая, шунтирует пусковое сопротивление R1, и на якорь генератора-стартера подается полное

напряжение питания +27В при параллельном соединении источников питания. Начинается более энергичная раскрутка двигателя.

На 9-й сек при срабатывании микровыключателя Б «плюс» борт сети через контакт 9Ш2 подается на управляющую обмотку реле (48), которое, срабатывая, подключает контакторы (95) к аккумуляторной шине. Срабатывание контакторов (95) приводит к переключению источников питания с параллельного на последовательное соединение. Теперь на клемму +П панели ПСГ-15М (3) и, следовательно, на генератор-стартер ГС-18МО подается напряжение 48В («плюс» группы № 2 аккумуляторных батарей (или розетки № 2 аэродромного источника питания) - «минус» группы № 2 аккумуляторных батарей (или «минус» розетки № 2 аэродромного источника питания) - контакты 1-2 и 2-1 контакторов (95) - «плюс» группы № 1 аккумуляторных батарей (или «плюс» розетки № 1 аэродромного источника питания) - «минус» группы № 1 аккумуляторных батарей (или «минус» розетки № 1 аэродромного источника питания)) и начинается еще более энергичная раскрутка двигателя.

В процессе раскрутки двигателя при достижении оборотов, равных 17...21%, происходит открытие запорного клапана агрегата НР-40ВА и основное топливо подается в камеру сгорания. Происходит воспламенение основного топлива от пламени пускового воспламенителя. С этого момента турбина компрессора принимает часть нагрузки по раскрутке ротора компрессора на себя, но ее мощности еще недостаточно для самостоятельного выхода на режим малого газа.

- На 12-й сек при переключении микровыключателя В подготавливается цепь включения контактора Кр4 и реле Р5. Срабатывание контактора Кр4 и реле Р5, а следовательно, и включение регулятора тока РТ произойдет только в том случае, если двигатель развил обороты, составляющие не менее 34...36% от максимальных, при которых произойдет размыкание контактов центробежного выключателя (4/1) регулятора мощности КА-40. При этом управляющая обмотка реле (99) отключается от «массы». Реле (99) срабатывает, его контакты 2-3 размыкаются, что приводит к разрыву цепи питания обмотки реле Р6. Последнее отключается и замыкает свои контакты 1-2. Контакт Кр4 срабатывает и включает в работу регулятор тока РТ, обеспечивающий «сопровождение» ротора турбокомпрессора до оборотов малого газа. В цепь возбужде-

ния генератора-стартера вводится сопротивление угольного столба.

При отключении реле (99) также обесточивается импульсатор И-2 (3а), а следовательно, и электромагнит клапана № 1 пускового топлива (41/1), а через контакты 7-8 реле (99) подается питание на электромагнит клапана № 2 продувки пусковой магистрали (41/2), обеспечивающего выдувание в дренаж топлива, оставшегося в пусковых магистралях.

На 30-й сек при переключении микровыключателя Г снимается питание с обмотки контактора Кр3, который, срабатывая, отключает питание электромагнита клапана № 2 продувки пусковой магистрали (41/2) и агрегата зажигания СКНА-22-2А (42).

Окончание процесса запуска двигателя и отключение агрегатов системы запуска может проходить двумя способами - в зависимости от скорости выхода турбокомпрессора на обороты малого газа.

При достижении турбокомпрессором 57...63% оборотов от максимальных замыкаются контакты центробежного выключателя (4/2), благодаря чему по цепи: аккумуляторная шина - контакт 5Ш2 - контакты 13-14 реле Р3 включается реле Р7, разрывая цепь питания обмотки реле Р1. Реле Р1 выключается и снимает «плюс» с обмотки реле Р4 панели ПСГ-15М (3) и реле (48), участвующих в процессе запуска.

Выключение реле Р4 приводит к разрыву питания обмотки контактора (10), который отключает якорь генератора от источника питания. Электромагнит программного механизма ПСГ-15М получает питание через контакты 5-4 реле Р1 и 6-5 реле Р2 и программный механизм ускоренно дорабатывает свой цикл.

Если по какой-либо причине не произошло замыкания контактов центробежного выключателя (4/2), то отключение агрегатов запуска будет производиться в такой последовательности:

- через 38 сек после начала запуска возвращается в исходное положение микровыключатель Б, снимая питание с реле (48), в результате чего выключаются контакторы (95) и источники питания переключаются с последовательного на параллельное соединение;

- через 39 сек после начала запуска переключается микровыключатель Ж и снимает питание с обмотки реле Р4, что обеспечивает отключение контактора (10), который, срабатывая, отключает якорь генератора-стартера от источников питания;

- через 40 сек с момента начала запуска срабатывает микровыключатель Е и обесточит обмотку реле Р1;

- последним (через 60 сек) переключается микровыключатель О и снимает питание с обмоток реле Р2, контактора (65), реле (100), а также с лампы-табло «АВТОМАТИКА ВКЛЮЧЕНА» (18).

Реле Р2 выключаясь, через контакты 3-2 снимает питание с электродвигателя программного механизма, который резко затормозится и остановится в исходном положении. Программный механизм выключится, лампа-табло «АВТОМАТИКА ВКЛЮЧЕНА» погаснет, а обмотка возбуждения генератора подключится к регулятору напряжения РН-180 2 серии, и генератор перейдет в генераторный режим работы.

### **Холодная прокрутка двигателя**

Для холодной прокрутки двигателя необходимо:

1. Включить автомат защиты сети «ЗАПУСК ДВИГАТ.» (44).

2. Установить переключатель «ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕВЫЙ - ПРАВЫЙ» (14) в положение «ЛЕВЫЙ» (в случае холодной прокрутки левого двигателя). При этом сработает реле ТКЕ54ПОДГ или ТКЕ54ПОДГ Б (99).

3. Установить переключатель «ЗАПУСК - ПРОКРУТКА» (11) в положение «ПРОКРУТКА».

4. Нажать на кнопку «ЗАПУСК» (13).

Процесс включения и выключения агрегатов и работа самой схемы автоматического управления аналогичны процессам, происходящим при запуске двигателя, за исключением:

- не происходит переключения источников питания с 24В на 48В, так как контакт 4Ш1 ПСГ-15М (3) обесточен, поэтому реле (48) в цепи контакторов (95) не срабатывает. Генератор-стартер ГС-18МО (1) прокручивает двигатель при напряжении 24В;

- не работает система зажигания и не подается топливо в камеру сгорания, так как с контакта 4Ш1 ПСГ-15М (3) питание на управляющую обмотку контактора Кр3 не подается;

- не включается регулятор тока РУТ-600Д-2 (РТ) из-за отсутствия напряжения на контакте 4Ш1 ПСГ-15М.

Цикл холодной прокрутки двигателя длится не более 30сек, так как на 27-й срабатывает микровыключатель Д, который подает напряжение на электромагнит ЭМ программного механизма по цепи: аккумуляторная шина - контакт «ПРОКРУТКА» переключателя «ЗАПУСК - ПРОКРУТКА» (11) - контакт 11Ш1 ПСГ-15М (3) - контакт НЗ микровыключателя Д - контакты 6-5 реле Р2 - электромагнит ЭМ программ-

ного механизма. После этого программный механизм ускоренно дорабатывает свой цикл.

### **Прекращение процесса запуска**

Схема обеспечивает возможность прекращения запуска двигателя на любой стадии цикла при нажатии кнопки «ПРЕКРАЩ.ЗАПУСКА» (12).

При нажатии кнопки обесточивается управляющая обмотка реле Р1, так как разрывается блокировочная цепь. Реле Р1 выключается, в результате чего выключаются агрегаты, участвующие в процессе запуска.

Реле Р2 остается включенным, так как его управляющая обмотка получает питание от аккумуляторной шины через контакт 1Ш1, контакты НО микровыключателя О и диоды БД.

Электромагнит ЭМ программного механизма будет получать питание по цепи: аккумуляторная шина - контакт 1Ш1 - контакты 5-4 реле Р1 - контакты 6-5 реле Р2. Произойдет ускоренная отработка программным механизмом оставшихся стадий цикла.

**Техническое обслуживание** электрической системы запуска двигателей заключается в периодическом осмотре состояния каждого компонента системы, удаления загрязнения, проверки крепления и подсоединения штепсельных разъемов и их контролки и проверки работоспособности системы при запуске и опробовании двигателей, а также снятии регулятора тока РУТ-600Д-2, программного механизма ПСГ-15 для обслуживания в электролаборатории цеха (участка) лабораторной проверки АиРЭО.

При оперативном ТО выполняются работы по устранению выявленных летным составом замечаний по работе системы запуска двигателей.

Если при запуске не прослушиваются характерные "щелчки", сопровождающие работу агрегата зажигания и нет поджога топлива, то причиной неисправности являются повреждения цепи его электропитания или высоковольтных проводов, а также отсутствие надёжного контакта в месте подсоединения к фюзеляжу вертолета "минусового" провода агрегата СКНА-22-2А. Отметим, что снижение надежности контакта в этом соединении зависит от наличия здесь переходного сопротивления, возникающего из-за загрязнения или ослабления затяжки крепления провода к фюзеляжу. Внутренние повреждения агрегата зажигания локализуются по характерному "выбиванию" АЗС "Зажигание" через 3-7с после начала его работы. "Выбивание" АЗС про-

исходит из-за повышенного потребления тока агрегатом зажигания. В таком случае причина неисправности устраняется заменой СКНА-22-2А.

**Внимание!** В процессе монтажа электропроводки стартера-генератора нельзя допускать перепутывания проводов к клеммам "+Ш" и "-П". При перепутывании, из-за короткого замыкания провода ЭГ-29 (ЭГ-55 для правого генератора), происходит обгорание их изоляции, что приводит к выходу из строя панели ПСГ-15А и всей электропроводки, проложенной рядом в жгуте.

**Внимание!** Категорически запрещается вскрывать агрегат зажигания для устранения в нём повреждений, так - как он содержит радиоактивный элемент.

### 1.15. Электрооборудование топливной системы вертолета

Электрооборудование топливной системы включает в себя два подкачивающих топливных насоса ПЦР-1Ш (ЭЦН-40), два перекачивающих насоса ЭЦН-75 (ЭЦН-75Б), два перекрывающих пожарных крана 768600МА, кран перепуска топлива 768600МА.

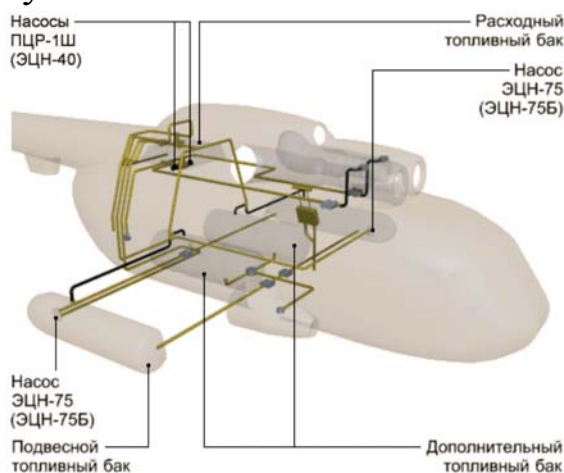
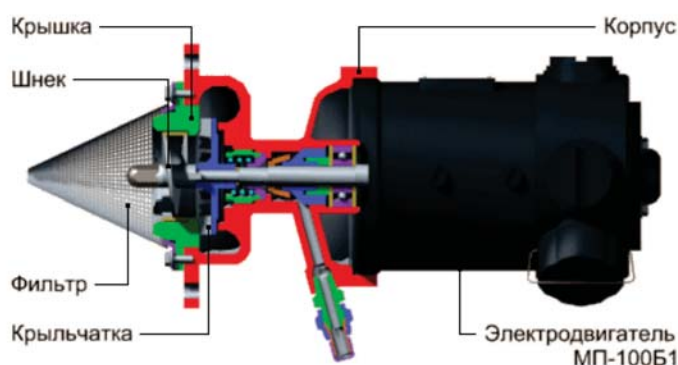


Рисунок 1.76. Расположение топливных насосов

Насосы ПЦР1-Ш (ЭЦН-40) и ЭЦН-75 (ЭЦН-75Б) являются электроприводными центробежными одноступенчатыми насосами с крыльчатками, смонтированными непосредственно на валах электродвигателей. Привод насоса ПЦР1-Ш (ЭЦН-40) осуществляется от четырехполюсного со смешанным возбуждением электродвигателя постоянного тока МП-100Б, а привод насоса ЭЦН-75 (ЭЦН-75Б) – от двухполюсного со смешанным возбуждением электродвигателя постоянного тока МП-50С. Насосы ПЦР1-Ш (ЭЦН-40) закреплены на ниж-

ней расходного бака. Насосы ЭЦН-75 (ЭЦН-75 Б) установлены в колодцах подвесных баков.



Рисуно 1.77. Топливный насос ПЦР-1Ш (ЭЦН-40)

Подкачивающие топливные насосы ПЦР1-Ш (ЭЦН-40) закреплены на нижней части расходного бака, перекачивающие насосы ЭЦН-75 (ЭЦН-75Б) установлены в колодцах подвесных баков.

Насос ПЦР-1Ш состоит из насосной части и электродвигателя МП-100Б1. Электроприводной центробежный насос ЭЦН-75 состоит из насосной части и электродвигателя МП-50С, конструктивно выполненных совместно.



Рисунок 1.78. Топливный насос ЭЦН-75



Рисунок 1.79. АЗС-ы топливных насосов



Топливные насосы подключены к аккумуляторной шине.

Цепи питания насосов ЭЦН-75 (ЭЦН-75Б) защищены автоматами защиты сети АЗСГК-5 «НАСОСЫ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ – ЛЕВЫЙ» и «НАСОСЫ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ-ПРАВЫЙ», а цепи питания насосов ПЦР1-Щ (ЭЦН-40) – автоматами защиты АЗСГК-10 «НАСОСЫ БАКОВ – РАСХОД I» и «НАСОСЫ БАКОВ – РАСХОД II».



Рисунок 1.80. Управление и сигнализация топливных насосов

Подкачивающие насосы ЭЦН-40 включаются в работу одним выключателем 2ВГ-15К «РАСХОДНЫЙ БАК», а перекачивающие насосы ЭЦН-75 (ЭЦН-75Б) - двумя выключателями ВГ-15К-2С «ЛЕВЫЙ БАК» и «ПРАВЫЙ БАК» на левой панели электропульты пилотов.

Работа топливных насосов контролируется тремя световыми табло с зелеными светофильтрами, лампы которых загораются при срабатывании сигнализаторов СД-29А при наличии давления топлива в магистралях. Сигнализаторы установлены в грузовой кабине на верхней правой части шпангоута № 12.

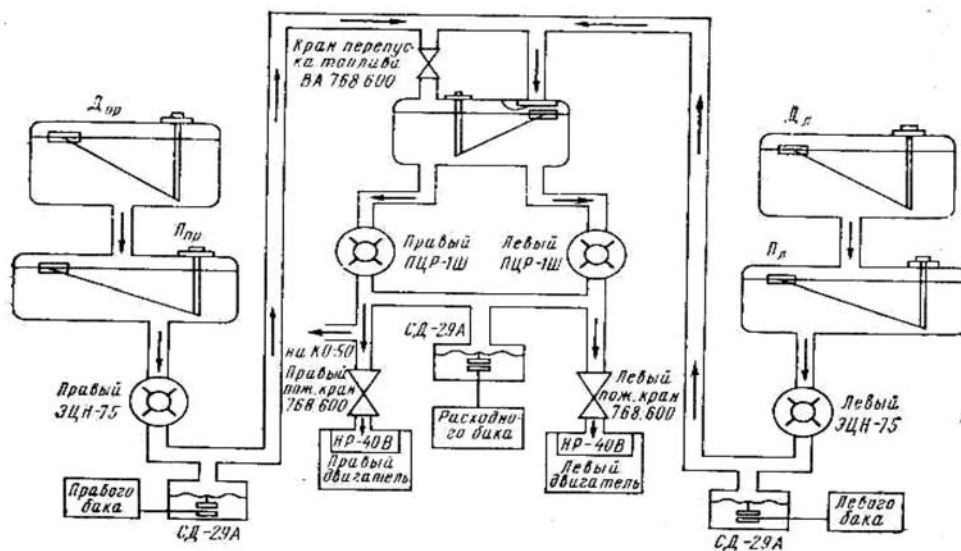


Рисунок 1.81. Схема топливной системы

Примечание:

1. Вместо насоса ЭЦН-75 па вертолете могут быть установлены насосы ЭЦН-75Б. и ЭЦН-40 соответственно. Насосы ЭЦН-75Б и ЭЦН-40 взаимозаменяемы с насосами ЭЦН-75 и ПЦР1-Ш и имеют увеличенный ресурс по замене щеток щеточно-коллекторного узла.

2. По Бюллетеню № 061.7.2.1459.3 (М1723-БУ-В) изменяется электросхема сигнализации работы насосов подвесных баков. Цвет табло сигнализации работы этих насосов изменяется с зеленого на желтый и табло своим горением сигнализируют отказ насосов, не включение их или окончание выработки топлива из подвесных баков. Цепи питания желтых табло подключены к автомату защиты сети «ПРОВЕРКА ЛАМП МИГАЛКА».

В топливных магистралях двигателей установлены два перекрывающих пожарных крана 768600МА для дистанционного управления подачей топлива к двигателям.

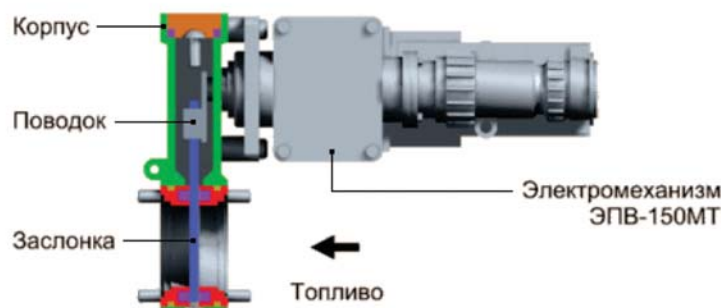


Рисунок 1.82. Пожарный кран 768600МА

Кран 768600МА включает в себя электромеханизм ЭПВ-150М с реверсивным электродвигателем Д-14МФ. Время срабатывания крана

при повороте выходного вала электромеханизма на максимальный угол  $85...95^{\circ}$  – не более 3с. Краны установлены в редукторном отсеке.



Рисунок 1.83. Управление и сигнализация пожарных кранов

Управление пожарными кранами осуществляется с помощью двух переключателей ППГ-15К-2С «ДВИГАТЕЛИ ЛЕВЫЙ ОТКР –ЗАКР», «ДВИГАТЕЛИ ПРАВЫЙ ОТКР – ЗАКР». При закрытых кранах горят сигнальные лампы световых табло с желтыми светофильтрами «ЛЕВЫЙ КРАН ЗАКРЫТ», «ПРАВЫЙ КРАН ЗАКРЫТ». Цепи питания электромагнитных пожарных кранов подключены к аккумуляторной шине через два автомата защиты АЗСГК-5 «КРАНЫ ДВИГАТЕЛЕЙ – ЛЕВОГО» и «КРАНЫ ДВИГАТЕЛЕЙ – ПРАВОГО».

Переключатели управления кранами и световые табло установлены на средней панели электропульты пилотов.

Кран 768600МА перепуска топлива из подвесных баков в расходный бак установлен сверху на расходном баке. Цепь питания крана перепуска подключена к аккумуляторной шине через автомат защиты сети АЗСГК-5 «КРАН ПЕРЕПУСК ТОПЛ», установленный на левой панели АЗС электропульты. Переключатель «КРАН ПЕРЕПУСКА ТОПЛ ОТКР - ЗАКР» установлен на приборной доске правого летчика. Ручка переключателя закрыта предохранительным колпачком, фиксирующим ручку переключателя в положении «ЗАКР». Открытие крана перепуска предусмотрено только в полете при отказе поплавкового клапана расходного бака, о чем можно судить по указателю топливомера (топливо убывает) при работающих насосах подвесных баков. В этом случае топливо, минуя поплавковый клапан, через кран перепуска будет подаваться в расходный бак.

Цепь питания крана перепуска подключена к аккумуляторной шине через автомат защиты сети АЗСГК-5 «КРАН ПЕРЕПУСК ТОПЛ», установленный на левой панели АЗС электропульты.

Переключатель ППГ-15К «КРАН ПЕРЕПУСКА ТОПЛ ОТКР – ЗАКР» установлена приборной доске правого пилота. Ручка переключателя закрыта предохранительным колпачком, фиксирующим ручку переключателя в положении «ЗАКР».

Открытие крана перепуска предусмотрено только в полете при отказе поплавкового клапана расходного бака, о чем можно судить по указателю топливомера (топливо убывает) при работающих насосах подвесных баков. В этом случае топливо, минуя поплавковый клапан, через кран перепуска будет подаваться в расходный бак.

В неаэродромных условиях заправка баков топливом может быть осуществлена из любой емкости с помощью переносного перекачивающего насоса. Для подключения электродвигателя насоса на правом борту с внешней стороны фюзеляжа, между шпангоутами № 12 и 13 установлена розетка 48К. Насос включается выключателем ВГ-15К-2С, расположенным рядом с розеткой.

Цепь питания электродвигателя насоса подключена к аккумуляторной шине и защищена инерционно-плавким предохранителем ИП-15, установленным в РЩ правого генератора.

При периодическом ТО вертолета проводится техническое обслуживание электрооборудования топливной системы вертолета, которое заключается в осмотре компонентов, замене агрегатов по отработке ресурса, осмотре РК топливной системы, проверке состояния предохранителей, контроле потребляемого тока топливными насосами, контроле исправности выключателей и переключателей, работоспособности световых табло и ламп сигнализации.

При оперативном ТО вертолета выполняются работы по устранению замечаний летного состава и поддержанию летной годности электрооборудования топливной системы вертолета.

При локализации и устранении причин наиболее характерных неисправностей топливных насосов рекомендуется использовать следующие подходы.

- Если при включении насосов ЭЦН-75Б отсутствует характерный шум, сопровождающий их нормальную работу, не гаснет табло "Левый бак не работ." или "Правый бак не работ.", что свидетельствует об отсутствии давления топлива в магистрали от насоса до расходного бака, то наиболее вероятной причиной может быть отказ ЭЦН-75Б. Отказ насоса происходит из-за выхода из строя его электродвигателя или нарушения цепи электропитания к нему. "Механическая" часть насоса, как показал опыт эксплуатации, имеет высокую надёжность. Для устра-

нения причины отказа необходимо восстановить целостность цепи электропитания или заменить ЭЦН-75Б.

- Если при работающем без каких-либо отклонений насоса ЭЦН-75Б табло, сигнализирующее о его работе, не гаснет, то для локализации причины неисправности рекомендуется отсоединить штепсельный разъём от сигнализатора давления и замкнуть его клеммы между собой, имитируя таким образом срабатывание сигнализатора СД-29А. Погасание табло при замыкании клемм ШР свидетельствует о целостности цепи электропитания. Из этого можно сделать вывод, что причиной неисправности является повреждение сигнализатора СД-29А. В таких случаях для устранения причины необходима замена сигнализатора.

### **1.16. Противопожарная система вертолета**

Система противопожарной защиты вертолета обеспечивает обнаружение и ликвидацию очагов пожаров в отсеках двигателей, редукторном отсеке и отсеке керосинового обогревателя.

Противопожарная система включает:

- баллоны ОС-2М (ВП-7400-200) с огнегасящей жидкостью (4 шт.);
- блоки противопожарных клапанов 781100 (2 шт.) (по два клапана в каждом блоке);

- систему подводящих и распыляющих трубопроводов;

- систему сигнализации пожара ССП-ФК 2-й серии.

- **Блоки противопожарных клапанов** служат для дистанционного управления подачей огнегасящей жидкости в соответствующий отсек. Каждый блок состоит двух клапанов и двух электромагнитных клапанов 94Д (ДН). Когда электромагнит обесточен, пружины клапанов удерживают их в положении, перекрывающем вход и выход. При подаче питания в цепь обмотки электромагнита его якорь притягивается открывая вход и замыкает цепь питания пиропатронов и сигнального табло. Блоки установлены в редукторном отсеке справа.

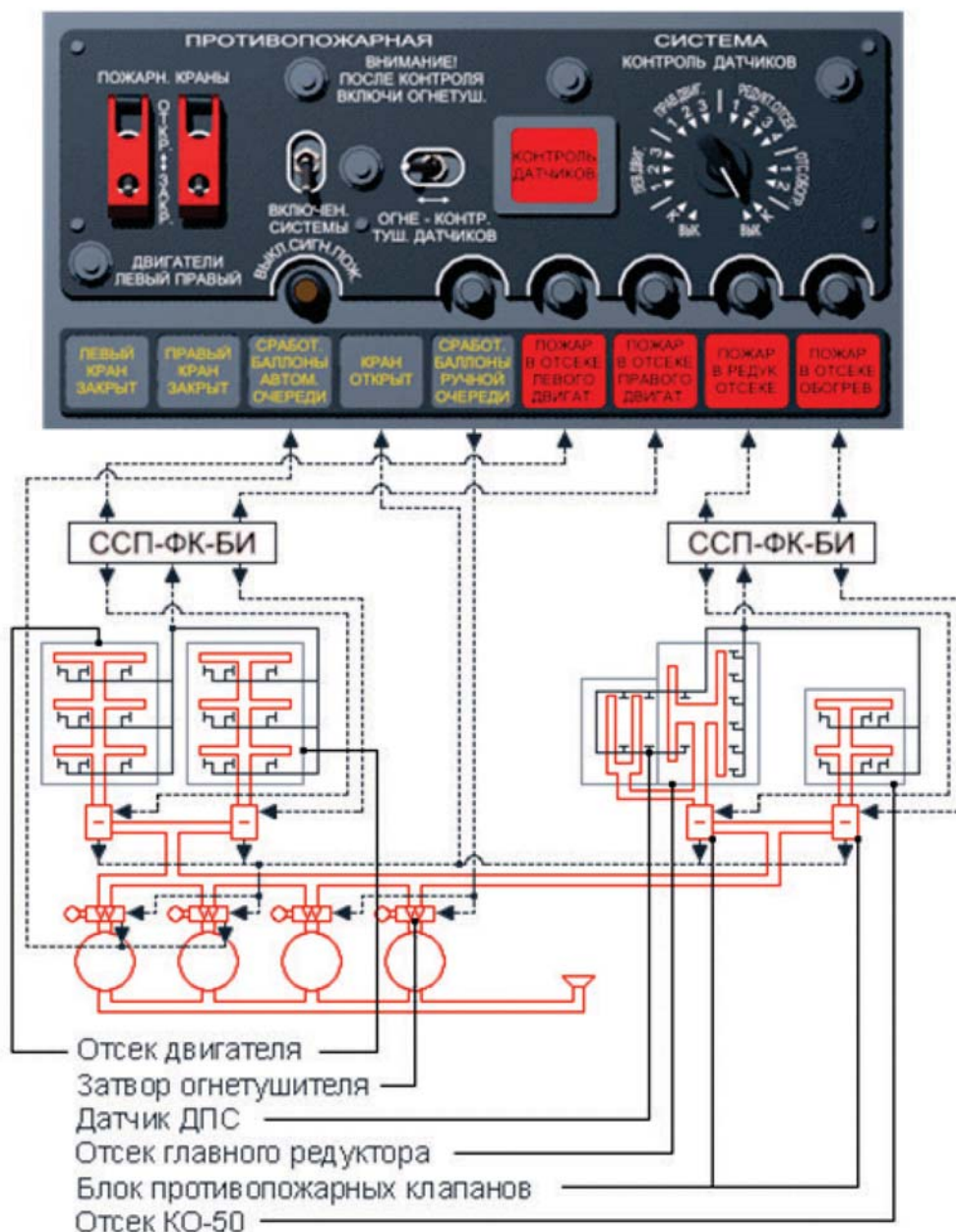


Рисунок 1.84. Управление противопожарной системой

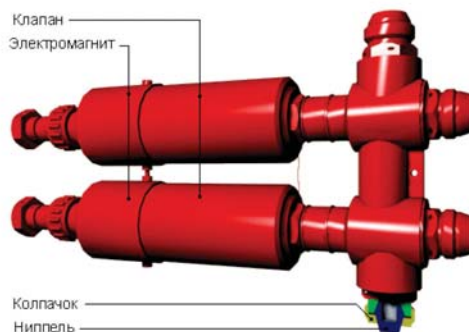


Рисунок 1.85. Блок распределительных противопожарных электромагнитных клапанов 94Д

Баллон ОС-2М с огнегасящим составом Фреон-114 В<sub>2</sub> представляет собой двухлитровый стальной сферический сосуд. Сверху баллон имеет штуцер для ввертывания затвора. Головка-затвор ГЗСМ с пиротехническим пуском является запорным клапаном. Пиротехническое устройство состоит из поршня, пускового рычага, запала и пиропатрона. Каждый огнетушитель крепится в кронштейне специальной рамкой и болтами.

Баллон заправляется фреоном 114В2 и заряжается сжатым азотом до давления  $100 \pm 5$  кгс/см<sup>2</sup> при температуре +15°С

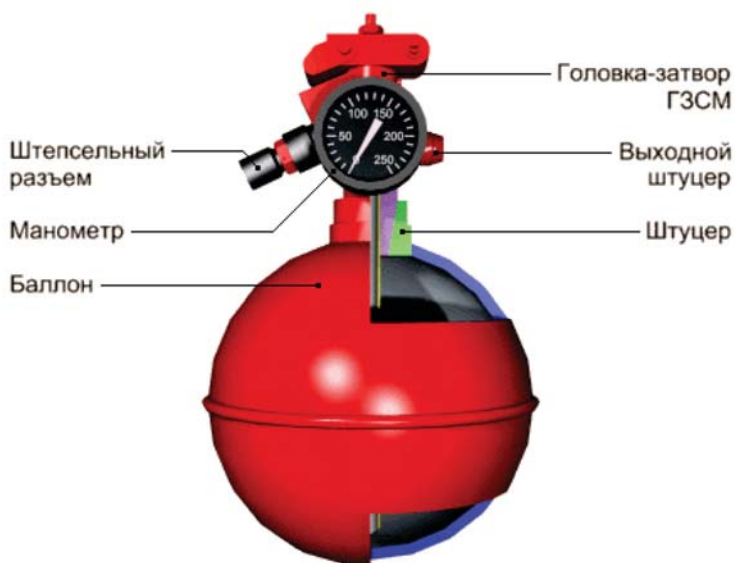


Рисунок 1.86. Противопожарный баллон ОС-2М

**Система сигнализации пожара ССП-ФК 2-й серии** предназначена для подачи светового сигнала о возникновении пожара в отсеках вертолета и автоматического включения системы пожаротушения.

В систему входят:

- датчики-сигнализаторы ДПС-1АГ с розетками ССП-2И-РМ (36 шт.);
- исполнительные блоки системы ССП-ФК-БИ 2-й серии (2 шт.);
- коммутационная и светосигнальная аппаратура, органы управления.

Блок ССП-ФК-БИ 2-й серии выполняет следующие функции:

- принимает сигналы от датчиков;
- подает питание на реле противопожарной системы того отсека, из которого получен сигнал о пожаре;
- обеспечивает проверку исправности и готовности к действию системы сигнализации.



Рисунок 1.87. Датчик ДПС-1АГ с розеткой ССП-2И-РМ

Основание датчика ДПС-1АГ состоит из термостойкой пластмассы, армированной контактными штырями из нержавеющей стали. Контактные штыри имеют различный диаметр: «плюсовой» – 2мм, «минусовой» – 1,5мм. К верхним частям штырей приварены электроды термобатареи: хромелевый – к «плюсовому», алюмелевый – «минусовому». Сверху термобатарея закрыта колпачком с окнами. Рабочими спаями термобатареи являются шарики (1,4мм), образующиеся при сварке двух электродов. Датчик крепится к розетке ССП-2И-РМ гайкой.

При быстром нагревании чувствительного элемента датчика малоинерционные спаи нагреваются значительно быстрее инерционных, в результате чего возникает разность температур нагрева спаев термобатареи, и на входе датчика появляется термо ЭДС. Сигнал от датчика ДПС суммируется алгебраически с напряжением, поступающим из схемы установки уровня срабатывания. Разность напряжений сигнала датчика и выходного напряжения схемы установки уровня срабатывания подается на дифференциальный усилитель. Сигнал с выхода дифференциального усилителя подается в пороговое устройство, и при превышении указанным сигналом порога срабатывания порогового устройства последнее срабатывает и через релейный усилитель мощности выдает напряжение бортовой сети на исполнительное реле.

Чувствительным элементом схемы является дифференциальная термобатарея, собранная из четырех последовательно соединенных хромель-алюмелевых термопар.





Рисунок 1.88. Блок - схема сигнализации пожара ССП-ФК

Температура срабатывания сигнализации пожара - не более  $150^{\circ}\text{C}$  при скорости –  $2...2,5^{\circ}\text{C}/\text{с}$  нарастания температуры среды, окружающей датчик, и одновременном нагреве трех датчиков и скорости  $3...4\text{ м}/\text{с}$  воздушного потока, обдувающего датчик ДПС

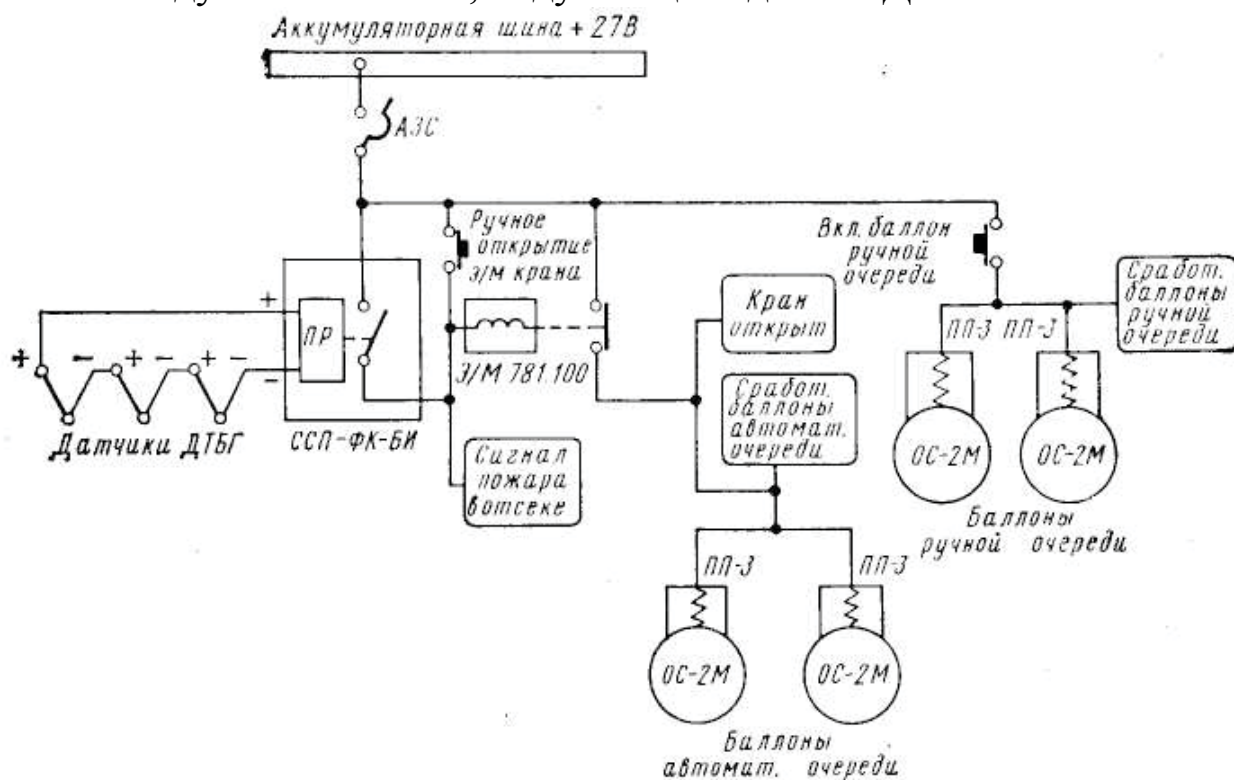


Рисунок 1.89. Функциональная схема противопожарной системы

Примечание: Ранее на вертолетах устанавливалась система сигнализации о пожаре ССП-ФК. Для повышения надежности работы противопожарной системы согласно бюллетеню ТМ-1039-ДК (введен 13.06.84) при выходе из строя системы ССП-ФК (блок ССП-ФК-БИС, датчики ДТБГ) устанавливается система ССП-ФК 2-й серии. Системы ССП-ФК и ССП-ФК 2-й серии взаимозаменяемы по своим посадоч-

ным местам и электрическим соединениям. Замена систем производится только комплектно.

Органы управления и работы противопожарной системы установлены на средней панели электропульты пилотов. Коммутационная аппаратура системы установлена в РК противопожарной системы, в радиоотсеке, слева у шпангоута № 14.

Схема ССП-ФК 2-й серии исключает ложное срабатывание системы при обрыве или замыкании цепи датчиков ДПС.

Датчики-сигнализаторы размещены по три группы в каждом двигательном отсеке, четыре группы датчиков находятся в редукторном отсеке и две группы – в отсеке керосинового обогревателя. Каждая группа состоит из трех последовательно соединенных датчиков.

Исполнительные блоки ССП-ФК-БИ 2-й серии предназначены:

- для приема и усиления электрических сигналов, возникающих в цепях датчиков;

- для подачи питания на реле противопожарной системы того отсека, из которого получен сигнал о пожаре;

- обеспечивают проверку исправности и готовности к действию системы сигнализации.

Блоки установлены в радиоотсеке по левому борту, между шпангоутами № 13 и 15.

### **Проверка системы пожаротушения**

Перед проверкой системы убедитесь, что выключатель «ВКЛЮЧЕН. СИСТЕМЫ» находится в положении «ВЫКЛ.», переключатель «ОГНЕТУШ. - КОНТР. ДАТЧИКОВ» - в положении «КОНТР. ДАТЧИКОВ», а галетный переключатель «КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ» - в одном из положений «ВЫК.».

1. Включить автоматы защиты сети противопожарной системы «ОБЩИЙ», «АВТОМ. СРАБАТ.», «РУЧНОЕ ОТКРЫТ.».

2. Выключатель «ВКЛЮЧЕН. СИСТЕМЫ» установить в положение «ВКЛ.», при этом должно загореться красное табло «КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ».

3. Установить галетный переключатель «КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ» в одно из положений «К». Сигнальное табло «КРАН ОТКРЫТ» не должно гореть. Если табло «КРАН ОТКРЫТ» горит, проверку системы прекратить и устранить неисправность.

4. Установить последовательно галетный переключатель «КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ» в положения: 1, 2, 3 (ЛЕВ. ДВИГ.); 1, 2, 3 (ПРАВ. ДВИГ.); 1, 2, 3, 4 (РЕДУКТ. ОТС.); 1, 2 (ОТС. ОБОГР.).

При исправных цепях системы должно гореть соответствующее табло сигнализации пожара. При загорании табло сигнализации о пожаре каждый раз должно загораться табло «КРАН ОТКРЫТ», что свидетельствует об открытии и исправности распределительного пожарного крана для каждого из отсеков.

Для надежности закрытия распределительных противопожарных кранов после проверки каждого отсека, а также в конечных положениях следует давать выдержку в переключении галетного переключателя не менее 5сек., после чего убедиться в том, что сигнальное табло «КРАН ОТКРЫТ» не горит.

После контроля всех групп датчиков галетный переключатель поставить в нейтральное положение и убедиться в том, что табло «КРАН ОТКРЫТ» не горит, затем поставить в положение «К» и снова убедиться в том, что табло «КРАН ОТКРЫТ» не горит.

5. Установить галетный переключатель в крайнее левое положение и убедиться, что табло «КРАН ОТКРЫТ» не горит. Галетный переключатель поставить в одно из положений «ВЫК.». Нажать последовательно каждую из четырех кнопок ручного открытия кранов и убедиться в том, что загорается табло «КРАН ОТКРЫТ».

6. Установить переключатель «ОГНЕТУШ. - КОНТР. ДАТЧИКОВ» в положение «ОГНЕТУШ.», при этом должно погаснуть табло «КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ».

Выключатель «ВКЛЮЧЕН. СИСТЕМЫ» установить в положение «ВЫКЛ.».

#### ВНИМАНИЕ.

1. В случае горения или мигания табло «КРАН ОТКРЫТ» ЗАПРЕЩАЕТСЯ устанавливать переключатель «ОГНЕТУШ.-КОНТР.ДАТЧИКОВ» в положение «ОГНЕТУШ.» во избежание срабатывания огнетушителей первой очереди системы пожаротушения.

2. С целью предотвращения сгорания обмотки ЗАПРЕЩАЕТСЯ держать под током обмотку электромагнита крана более 20мин.

#### ПРИМЕЧАНИЕ.

Мигание табло «КРАН ОТКРЫТ» может возникнуть при быстром переключении галетного переключателя, т.е. без выдержки времени порядка 5сек. Такое явление не будет считаться дефектом кранов, если

при выполнении всех рекомендаций проверки это явление отсутствует.

Тушение пожара производится путем подачи огнегасящей жидкости из баллонов ОС-2 в соответствующий отсек.

При тушении пожара баллоны используются в две очереди: два баллона первой очереди автоматического действия и два баллона второй очереди ручного (принудительного) срабатывания.

В случае отказа автоматики баллоны первой очереди могут быть использованы принудительно путем ручного нажатия на соответствующую кнопку средней панели электропульты пилотов.

Техническое обслуживание противопожарной системы вертолета заключается в осмотре компонентов системы при периодическом ТО, удалении загрязнения, проверке надежности их крепления, подсоединения штепсельных

разъемов и их контролки, а также периодическом снятии противопожарных баллонов для обслуживания в отделе главного механика АТБ (контрольного взвешивания, периодической перезарядки баллонов) и контрольного отстрела пиропатронов при сезонной подготовке вертолета к весенне-летней и осенне-зимней эксплуатации. При каждом периодическом обслуживании вертолета производится осмотр РК противопожарной системы со вскрытием крышки РК, производится осмотр датчиков противопожарной системы, проверяется исправность работы датчиков ДПС системы. Поляризованное реле исполнительного блока ССП-ФК-БИ имеет тенденцию изменения параметров под влиянием вибрации вертолета, поэтому ССП-ФК-БИ противопожарной системы проверяется и настраивается в лаборатории АиРЭО при периодическом ТО вертолета.

При оперативном ТО вертолета осматривается диск сигнализации саморазрядки противопожарной системы и устраняются выявленные неисправности.

Для устранения неисправности, как показал опыт эксплуатации, необходимо обеспечить надежный контакт в ШР головки-затвора. С этой целью иногда бывает достаточно подтянуть гайку ШР. Если после подтяжки контакт не восстановился, о чем свидетельствует одно из светящихся табло, необходимо проверить надежность подсоединения электропроводов к штырям ШР ГЗСМ. В месте подсоединения возможен обрыв. Если проверкой состояния ШР установлено, что повреждения здесь отсутствуют, то возможной причиной неисправности является выход из строя одного из пиропатронов. В таких случаях путём

последовательной проверки необходимо локализовать дефектный пиропатрон и произвести его замену.

### **Работа противопожарной системы по принципиальной схеме**

Для подготовки противопожарной системы к работе должны быть включены Рис. 1.90 автоматы защиты сети (574), (528), (568), (570) и выключатель «ВКЛЮЧЕН. СИСТЕМЫ» (567), а переключатель «ОГ-НЕТУШ. – КОНТР. ДАТЧИКОВ» (530) должен стоять в положении «ОГНЕТУШ.». Галетный переключатель «КОНТРОЛЬ ДАТЧИКОВ» (566) должен находиться в одном из положений «ВЫКЛ.».

При возникновении пожара в каком-либо из отсеков (например, в отсеке левого двигателя) в датчиках ДПС (557), (556) или (558) из-за повышения температуры создается термо ЭДС, которая поступает в чувствительную схему усилителя исполнительного блока (562). Усиленный сигнал с блока усилителя поступает на обмотку промежуточного реле (542).

Реле (542) срабатывает и образует три цепи:

– первая: аккумуляторная шина - автомат защиты сети (568) - выключатель системы (567) - контакты 5-6 реле (542) - лампа (540) - «масса». Загорается лампа (540) табло «ПОЖАР В ОТСЕКЕ ЛЕВ.ДВИГ.»;

– вторая цепь: аккумуляторная шина - автомат защиты сети (568) - выключатель системы (567) - контакты переключателя (530) - контакты 11-10 реле (531) - замкнутые контакты кнопки (521) «ВЫКЛ.СИГН.ПОЖАР» - контакты 8-9 реле (542) - управляющая обмотка реле (542) - «масса». Реле (542) становится на самоблокировку;

– третья цепь: аккумуляторная шина - автомат защиты сети (568) - выключатель системы (567) - контакты 2-3 реле (542) - контакт 1 ШР крана (569/II) пожаротушения левого двигателя - обмотка электромагнита крана - контакт 3 ШР крана - «масса». Кран (569/II) срабатывает на открытие.

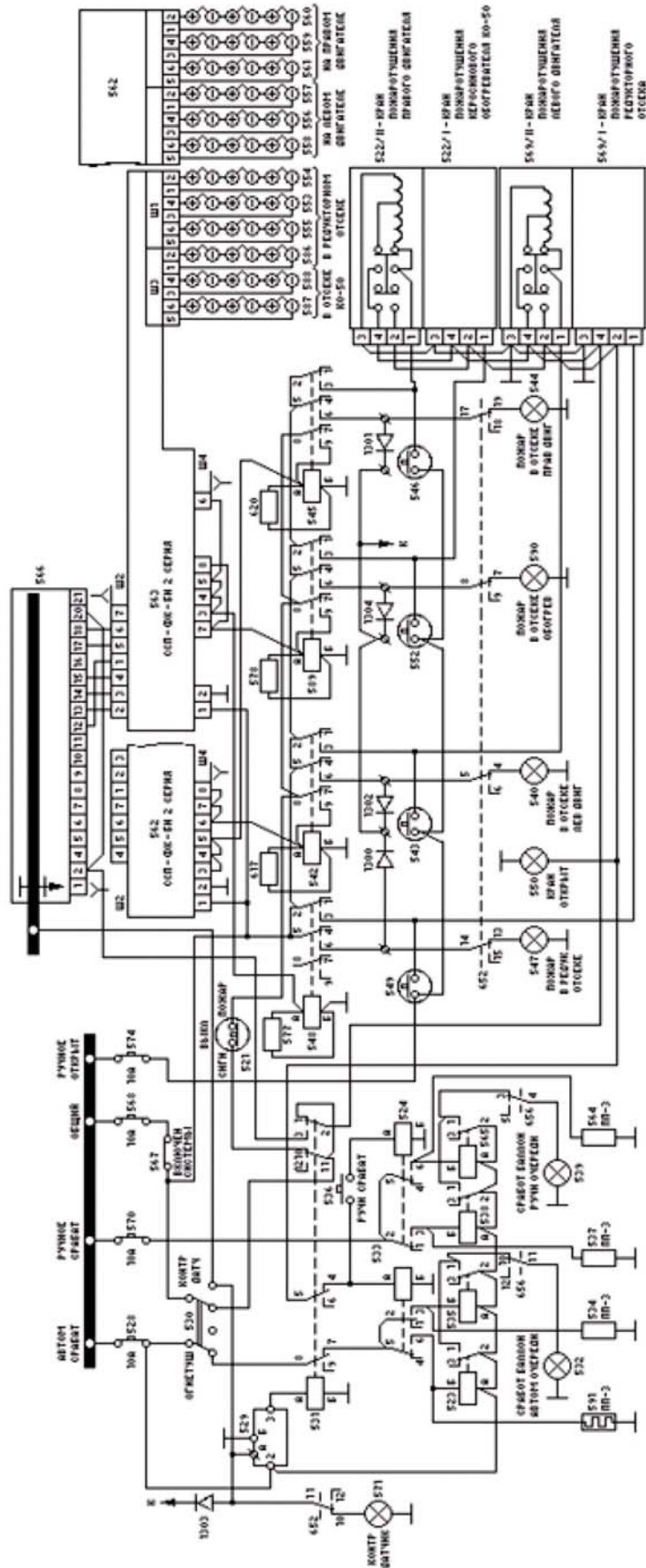


Рисунок 1.90. Схема управления противопожарной системой

При полностью открытом кране замыкаются две пары контактов, смонтированных в корпусе крана. Через одну замкнутую пару контактов обмотка электромагнита крана становится на самоблокировку по следующей цепи: аккумуляторная шина - выключатель системы (567) - контакты переключателя (530) - контакты 2-1 реле (531) - контакт 4 ШР крана (569/II) пожаротушения левого двигателя - замкнутые контакты внутри крана (569/II) - обмотка электромагнита - контакт 3 ШР крана - «масса».

Через вторую замкнутую пару контактов напряжение подается: - на лампу (550) табло «КРАН ОТКРЫТ» по цепи: аккумуляторная шина - выключатель системы (567) - контакты переключателя (530) - контакты 2-1 реле (531) - контакт 4 ШР крана (569/II) - замкнутые контакты внутри крана - контакт 2 ШР крана (569/II) - лампа (550) - «масса». Лампа загорается:

- на управляющую обмотку реле ТКЕ52ПД (533) по цепи:

аккумуляторная шина - выключатель системы (567) - контакты переключателя (530) - контакты 2-1 реле (531) - контакт 4 ШР крана (569/II) - замкнутые контакты внутри крана - контакт 2 ШР крана (569/II) - контакты 5-4 реле (531) - управляющая обмотка реле (533) - «масса». При включенном автомате защиты сети (528) «АВТОМ.СРАБАТ.» все пиропатроны ПП-3 (591), (534), (537), (564) находятся под напряжением, однако срабатывание их не происходит, так как ток, поступающий к ним через управляющие обмотки реле блокировки сигнализации ТКЕ21ПД (523), (535), (538), (565), недостаточен для срабатывания. Только после того, как реле (533) работает, на пиропатроны (591) и (534), минуя управляющие обмотки реле (523) и (535), подается ток, достаточный для срабатывания пиропатронов, по цепи: аккумуляторная шина - автомат защиты сети (528) - контакты переключателя (530) - контакты 8-7 реле (531) - контакты 5-6 и 2-3 реле (533) - пиропатроны (591) и (534) - «масса».

Пиропатроны (591) и (534) срабатывают, огнегасящий состав из баллонов № 1 и 2 автоматической очереди выбрасывается в зону пожара. При срабатывании пиропатронов разрываются цепи (отключается «масса») питания управляющих обмоток реле (523) и (535). Контакты 2-1 этих реле замыкаются и образуют цепь: аккумуляторная шина - автомат защиты сети (528) - контакт 2 реле (529) - контакты 2-1 реле (523) и (535) - лампа (532) - «масса». Загорается лампа (532) табло «СРАБОТ. БАЛЛОНЫ АВТОМ. ОЧЕРЕДИ».

Аналогична работа схемы при пожаре в любом из отсеков, кроме редукторного отсека. В схеме последнего отсутствует самоблокировка питания управляющей обмотки реле (548).

При пользовании системой пожаротушения могут возникнуть следующие случаи:

1) Баллоны автоматической очереди сработали, но пожар в отсеке не ликвидирован. В этом случае необходимо кнопку (536) ручного пожаротушения нажать. При этом образуется цепь (для случая пожара в отсеке левого двигателя): аккумуляторная шина - выключатель системы (567) - контакты переключателя (530) - контакты 2-1 реле (531) - контакт 4 ШР крана (569/II) - замкнутые контакты внутри крана - контакт 2 ШР крана (569/II) пожаротушения - контакты 5-4 реле (531) - замкнутые контакты кнопки (536) - управляющая обмотка реле ТКЕ52ПД (524) - «масса». Реле (524) срабатывает и подает питание на пиропатроны (537), (564) баллонов № 3 и 4 ручной очереди. Пиропатроны срабатывают, и огнегасящий состав из баллонов подается в отсек для тушения пожара. При срабатывании пиропатронов разрываются цепи питания управляющих обмоток реле (538) и (565). Реле выключаются, и через их замкнувшиеся контакты 2-1 подается питание на лампу (539) табло «СРАБОТ. БАЛЛОНЫ РУЧНОЙ ОЧЕРЕДИ».

2) Автоматическая очередь не сработала, т.е. кран отсека не открылся и не включилось табло, извещающее об открытии крана (табло о пожаре в данном отсеке горит). В этом случае необходимо нажать кнопку (549), (543), (552) или (546) включения электромагнитного крана отсека, в котором возник пожар. Например, пожар возник в отсеке левого двигателя. Необходимо нажать кнопку (543). При этом питание от аккумуляторной шины через автомат защиты сети (574), замкнутые контакты кнопки (543), контакт 1 ШР крана (569/II) поступит на электромагнит крана. Кран сработает, загорится лампа (550) табло «КРАН ОТКРЫТ» и сработают баллоны автоматической очереди.

3) При пожаре в одном из отсеков баллоны автоматической очереди были израсходованы, а в дальнейшем возникла необходимость тушения пожара в другом отсеке. В этом случае выключатель противопожарной системы (567) следует выключить и снова включить (если это не было сделано после ликвидации предыдущего пожара). При выключении системы обмотка электромагнита крана, находящаяся на самоблокировке, обесточится и кран закроется, а при повторном включении выключателя (567) система вновь придет в исходное состояние.



Ввиду того, что цепи питания управляющих обмоток реле (542), (589) и (545) заблокированы и после срабатывания реле получают питание от аккумуляторной шины через замкнутые контакты кнопки (521), лампы (540), (590) и (544) табло «ПОЖАР В ОТСЕКЕ ...» будут продолжать гореть и после ликвидации пожара. Для выключения табло необходимо нажать на кнопку (521) «ВЫКЛ. СИГН.ПОЖ.». Горение лампы табло после нажатия кнопки (521) свидетельствует о том, что пожар в данном отсеке не ликвидирован.

В связи с отсутствием самоблокировки питания управляющей обмотки реле (548) лампа табло «ПОЖАР В РЕДУК. ОТСЕКЕ» гаснет одновременно с ликвидацией пожара в этом отсеке и нажатия кнопки «ВЫКЛ. СИГН.ПОЖ.» при этом не требуется.

### 1.17. Электромеханизмы управления вертолетом

В связи с тем, что гидроусилители и сама система управления вертолетом выполнены по необратимой схеме, для создания усилий на ручке и педалях управления, а также для снятия этих усилий при установившемся режиме полета в системах продольного поперечного и ножного управления включены управляемые пружинные механизмы загрузки с электромагнитными тормозами ЭМТ-2 (ЭМТ-2М).

Электромагнитный тормоз ЭМТ-2М состоит из тормозного диска, трехступенчатого редуктора, электромагнитной муфты, центробежного тормоза и штепсельного разъема.



Рисунок 1.91. Электромеханизм электромагнитного тормоза ЭМТ-2М

Тормозной диск шлицами связан с валом зубчатого колеса и при обесточенной электромагнитной муфте прижат пружиной через диск к тормозному диску. При движении ручки или педалей пружина механизма загрузки сжимается и усилие передается на ручку или педали, а также на поводок, закрепленный на шлицах выводного вала тормоза.

Для снятия усилий пилот нажимает кнопку триммеров, при этом происходит включение муфты и диск притягивается к корпусу муфты, сжимает пружину и освобождает диск, обеспечивая колесу свободное вращение. Сила сжатой пружины механизма загрузки отклоняет поводок тормоза. Пружинный механизм устанавливается в нейтральное положение и усилие с ручки или педалей снимается. Центробежный тормоз обеспечивает замедление вращения выводного вала.

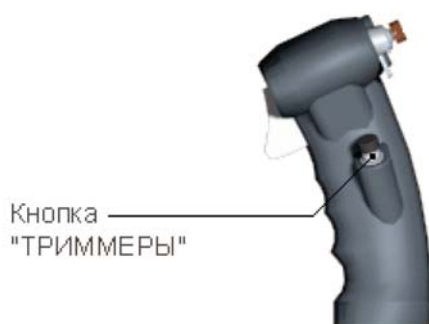


Рисунок 1.92. Расположение кнопки управления триммерами на ручке управления «ШАГ-ГАЗ»

Снятие усилий с ручек управления вертолетом и педалей осуществляется практически мгновенно после нажатия кнопки 205К «ТРИММЕРЫ» на левой или правой ручке управления.

Цепь питания электромагнитных тормозов подключена к аккумуляторной шине через автомат защиты АЗСГК-10 «ТРИММЕР ЭЛЕКТРОМУФТЫ».

Электромагнитные тормозы установлены на стенке шпангоута № 5Н, со стороны грузовой кабины и рычагами соединены с пружинными механизмами загрузки.

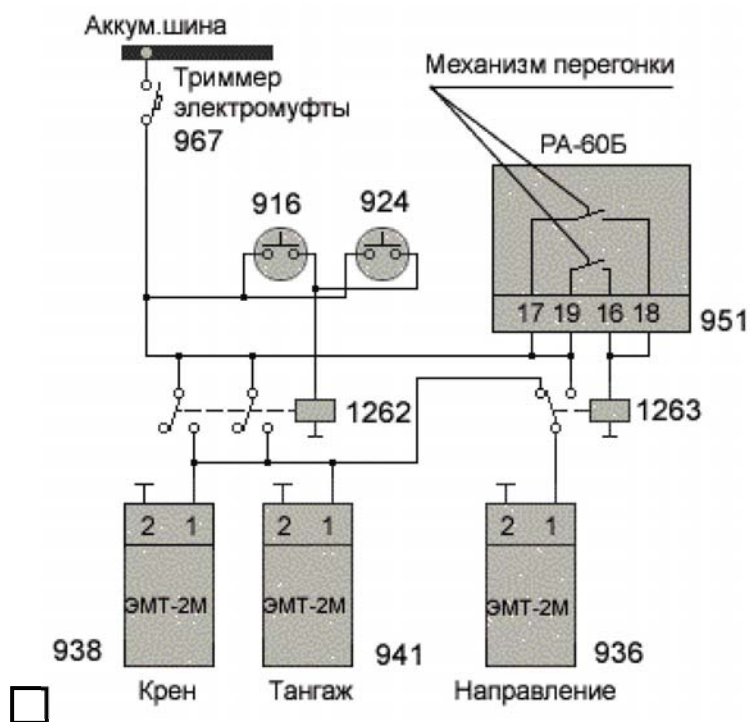


Рисунок 1.93. Электросхема включения тормозов ЭМТ-2М

Гидроупор установлен на стенке шпангоута № 5Н у верхней угловой качалки продольного управления и предназначен для ограничения в продольном управлении наклона назад до  $2^\circ \pm 12'$  тарелки автомата перекоса при рулении вертолета на земле во избежание касания лопастей несущего винта хвостовой балки. Включение гидроупора в работу производится электрическими элементами при наличии давления жидкости в основной гидросистеме управления.

В состав электрической схемы включения гидроупора входят концевые выключатели на амортизационных стойках шасси, реле времени и гидравлический кран ГА-192/2.

При посадке вертолета после обжатия амортистоек главных опор шасси микровыключатели, установленные на стойках, включают реле времени и через 0,8... 1,3с запитывается электромагнит крана ГА-192/2. Кран подает рабочую гидрожидкость в гидроупор, его шток выпускается и упирается в качалку продольного управления, создавая дополнительное усилие при отклонении качалки. Питание электрической схемы гидроупора производится от аккумуляторной шины через предохранитель СП-2, установленный в РЦ левого генератора.

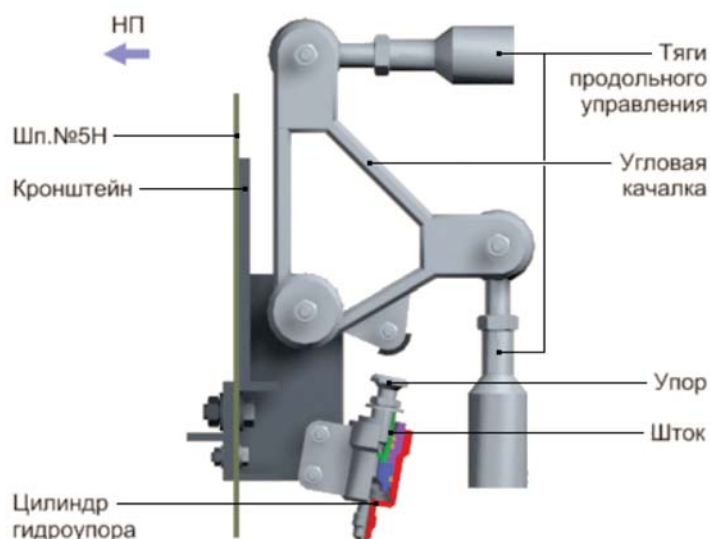


Рисунок 1.94. Установка гидроупора

При периодическом техническом обслуживании вертолета производится внешний осмотр электромагнитных кранов ГА-192/2, ЭМТ-2М, кнопок 205Куправления триммерами. Проверяется работоспособность электромеханизмов загрузки управления тормозов и гидросилителей путем создания усилий на ручке и педалях управления, а также снятия этих усилий.

### Управление двигателями

Управление двигателями производится объединенной системой «ШАГ-ГАЗ», позволяющей поддерживать нужную частоту вращения несущего винта как автоматически, так и вручную.

Управление общим шагом несущего винта и двигателями осуществляется от двух ручек «ШАГ-ГАЗ», кинематически связанных с ползуном автомата перекося и одновременно с рычагами подачи топлива на насосах-регуляторах НР-40ВА, расположенных на двигателях. При перемещении ручек «ШАГ-ГАЗ» вверх увеличивается общий шаг несущего винта и одновременно увеличивается мощность двигателей.

Для изменения числа оборотов несущего винта при заданном значении общего шага на ручках «ШАГ-ГАЗ» имеется поворотная рукоятка коррекции, которая связана только с рычагами подачи топлива на НР-40ВА. При повороте ручки влево двигатели переводятся на меньшую мощность.

Наряду с объединенным управлением «ШАГ-ГАЗ» на вертолете имеется отдельное управление двигателями, позволяющее изменять режим работы отдельно каждого двигателя без изменения общего шага

несущего винта. Раздельное управление осуществляется двумя рычагами, установленными на кронштейне левой ручки управления «ШАГ-ГАЗ» и соединенными тягами с рычагами насосов НР-40ВА.



Рисунок 1.95. Рычаги управления двигателями

Управление останом двигателей осуществляется двумя рычагами, закрепленными в кронштейне, расположенном на потолке кабины экипажа справа от левого пилота. Рычаги с помощью тросов связаны с рычагами на НР-40ВА. Для выключения двигателя необходимо соответствующий рычаг перевести назад до упора.

### 1.18. Электрооборудование гидросистемы

В электрооборудование гидравлической системы входят два двухпозиционных электромагнитных крана ГА-74М/5 и четыре электромагнитных крана ГА-192/2.

Кран ГА-74М/5 состоит из гидравлической части и электромагнита двойного действия ЭМО2/2.

Гидравлическая часть крана состоит из двух основных узлов: узла командного золотника и узла исполнительного золотника, смонтированных в одном корпусе.

Электропитание кранов осуществляется от аккумуляторной шины через два автомата защита АЗСГК-10 «ГИДРОСИСТЕМА – ОСНОВН» и «ГИДРОСИСТЕМА – ДУБЛИР».

Управление кранами производится двумя переключателями ППГ-15К-2С «ГИДРОСИСТЕМА – ОСНОВНАЯ» и «ГИДРОСИСТЕМА – ДУБЛИР».

При нормальной работе гидросистем оба переключателя установлены в положения «ВКЛ». При исправных гидросистемах рабочее давление будет только в основной системе и будет гореть табло «ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА».

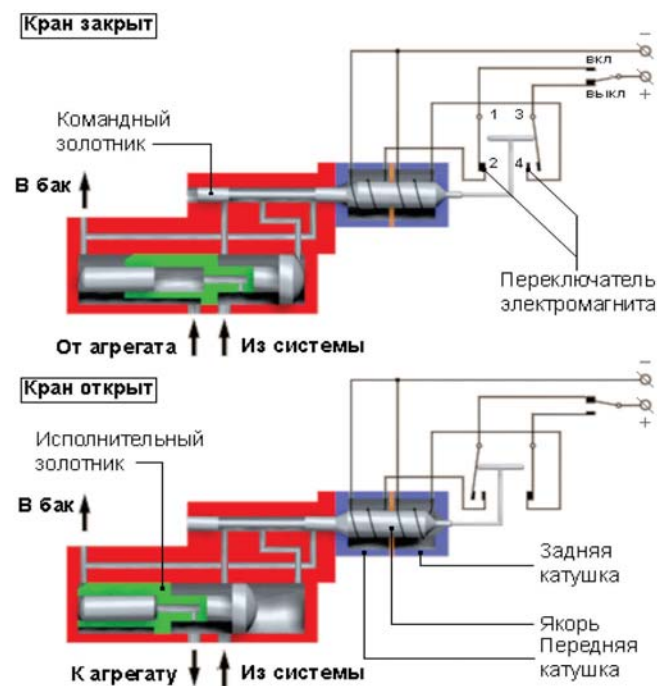


Рисунок 1.96. Электросхема крана ГА-74М/5

При аварийном падении давления в основной гидросистеме срабатывает клапан ГА-59/1 и в работу вступает дублирующая гидросистема, давление в которой будет возрастать, и при давлении  $25 \text{ кгс/см}^2$  от сигнализатора МСТ-25А сработает табло «ДУБЛИР ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА».

Для исключения одновременного выключения основной и дублирующей гидросистем на переключатель дублирующей системы установлен предохранительный колпачок, законтренный нитками «Экстра-10» и опломбированный. При этом переключатель «ГИДРОСИСТЕМА – ДУБЛИР» должен находиться в положении «ВКЛ».

Работу гидросистемы контролируют с помощью двух манометров ДИМ-100 с указателями УИ1-100, зеленого табло «ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА» и красного табло «ДУБЛИРУЮЩАЯ ГИДРОСИСТЕМА ВКЛЮЧЕНА». Лампы табло загораются при срабатывании сигнализаторов давления МСТ-35А и МСТ-25А.



Рисунок 1.97. Панель управления гидравлической системой

Двухпозиционные краны и сигнализаторы давления установлены на панели гидросистемы в редукторном отсеке. Световые табло, указатели УИ1-100, переключатели ППГ-15К-2С, кнопка «ОТКЛ. ДУБЛИР» расположены на средней панели электропульты пилотов.

В гидросистеме вертолета установлены также четыре электромагнитных крана ГА-192/2, три из которых служат для подключения гидроусилителей к автопилоту, а один – для расстопорения левой ручки «ШАГ-ГАЗ». Кран состоит из узла золотника и электромагнита двойного действия ЭМКО-М, который служит для управления золотником. Краны установлены в редукторном отсеке.

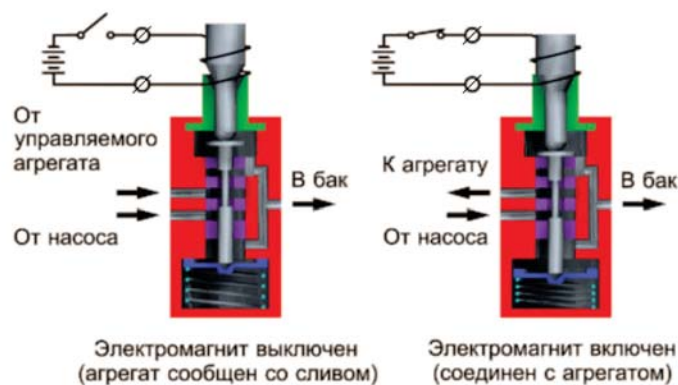


Рисунок 1.98. Схема работы электромагнитных кранов ГА-192/2.

Управление тремя кранами осуществляется соответствующими кнопками-лампами на пульте управления автопилотом, управление последним краном - кнопками на ручках «ШАГ-ГАЗ».

Кнопки 205К на ручках «ШАГ-ГАЗ» заменены на кнопки КНР.

При периодическом техническом обслуживании вертолета производится внешний осмотр электромагнитных кранов ГА-74М/5, ГА-192/2, электромагнита ЭМО2/2 крана ГА-74М/5, датчиков давления

МСТ-35А и МСТ-25А, кнопок 205К, световых табло, указателей УИ1-100, переключателя ППГ-15К-2С. Проверяется исправность ламп табло и работоспособность гидравлической системы.

### 1.19. Противообледенительная система вертолета

Лопастей несущего и хвостового воздушных винтов, два передних смотровых стекла кабины летчиков, обтекатели воздухозаборников и входные части двигателей снабжены противообледенительными устройствами.

Противообледенители винтов и стекол кабины – электротеплового действия, а противообледенители обтекателей воздухозаборников и входных частей двигателей воздушно-теплового действия.

Нагревательные элементы противообледенителей винтов и смотровых стекол питаются переменным током напряжением 200В.

Управление и контроль за работой противообледенительной системы производится с левой панели верхнего электропульты пилотов, представленной на Рисунке 1.99.



Рисунок 1.99. Панель управления противообледенительной системой

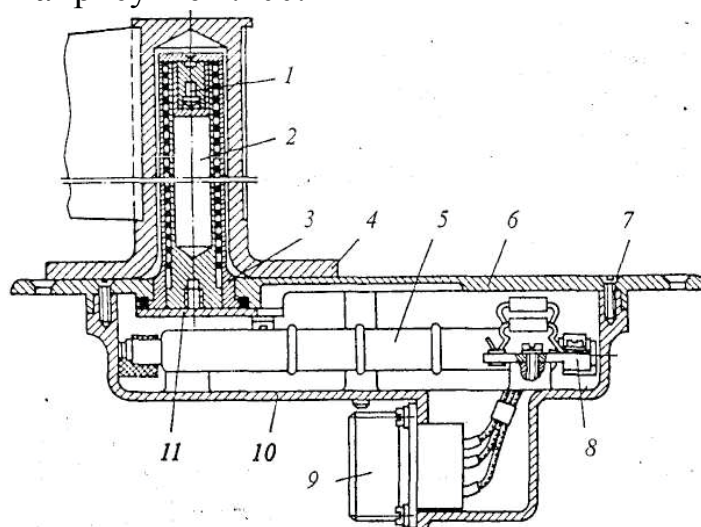


## Радиоизотопный сигнализатор обледенения РИО-3

При входе вертолета в зону обледенения датчик РИО-3 выдает сигнал о начале обледенения для автоматического включения противообледенительной системы и непрерывной сигнализации нахождения вертолета в зоне обледенения. Сигнализатор состоит из датчика и электронного блока с ручкой регулировкой. Принцип действия сигнализатора основан на ослаблении бета излучения радиоактивного изотопа (стронций-90 плюс иттрий-90) слоем льда (0,3мм), нарастающего на чувствительной поверхности штыря датчика. и загорании красного сигнального табло «Включи противообледенительную систему». Одновременно автоматически включается обогрев воздухозаборников и входных туннелей правого двигателя загораются два зеленых табло: («Обогрев входа в правый двигатель включен» и «Обогрев правого двигателя работает»). При необходимости вручную можно включить обогрев левого двигателя, для этого нужно включить выключатель «Обогрев левого двигателя». При этом загораются два зеленых табло: «Обогрев входа в левый двигатель включен» и «Обогрев левого двигателя работает».

Комплект РИО-3 состоит из радиоизотопного датчика и электронного блока

Конструкция и работа радиоизотопного сигнализатора обледенения представлена на рисунке 1.100.



- 1 – источник радиоактивного излучения; 2 – устройство обогрева;  
2 – экран; 4 – защитный кожух; 5 – галогенный газоразрядный счетчик СТС-5;  
6 – фланец; 7 – винт крепления; 8 – изоляционная плата крепления счетчика;  
9 – штепсельный разъем; 10 – корпус датчика; 11 – пластина

Рисунок 1.100. Радиоизотопный сигнализатор РИО-3

Датчик сигнализатора установлен во входном туннеле вентилятора, а электронный блок – в кабине пилотов, на левой этажерке. Питание системы сигнализатора обледенения осуществляется от бортовой сети переменным током напряжением 115В через предохранитель СП-1 и постоянным током напряжением 27В через автоматы защиты сети АЗСГК-15 «ПРОТИВООБЛЕД – СИГНАЛИЗАЦ» и АЗСГК-15 «ОБОГРЕВ – РИО-3».

Работа сигнализатора основана на ослаблении бета-излучения радиоактивного изотопа (стронций-90 + натрий-90) слоем льда, нарастающего на чувствительной поверхности штыря датчика в полёте. Мощность излучения регистрируется галогенным счётчиком типа СТС-5, и при её уменьшении до заранее определенного порога срабатывания электронный блок выдаёт сигнал «ОБЛЕДЕНЕНИЕ» и автоматически включается противообледенительная система. Для уменьшения инерционности схемы штырь датчика при входе в зону обледенения непрерывно подогревается встроенным нагревательным элементом.

Для выключения противообледенительной системы, если она была включена автоматически, нужно нажать на кнопку «Выключение противообледенительной системы».

Схемой предусмотрена также возможность ручного включения обогрева обоих двигателей. Включение обогрева производится переключателями в положение «Ручной».

Обогрев датчика РИО-3 (РИО-3А) включается автоматически при работе сигнализатора через электронный блок. При выходе из строя автоматики в полете может быть включен аварийный обогрев датчика вручную выключателем ВГ-15К-2С «ОБОГРЕВ – РИО-3» на левой панели электропульты. Автоматическое включение обогрева датчика осуществляется только при оборотах турбокомпрессора, равных 60% (после срабатывания центробежного выключателя регулятора мощности агрегата КА-40).

#### ПРИМЕЧАНИЯ:

1. На вертолетах выпуска до 1976г. электронный блок устанавливался в радиоотсеке по правому борту, между шпангоутами № 18 и 19, а до 1977г. датчик РИО-3 – во входном туннеле правого двигателя.
2. На вертолете вместо сигнализатора обледенения РИО-3 может быть установлен сигнализатор РИО-3А, который в серийном производстве ставился с 1986г. Сигнализатор РИО-3А имеет

улучшенную элементную базу, при этом исключен сигнал «Задержка обогрева» и изменена длительность сигнала «Задержка зоны» на  $(20 \pm 10)$ с. Габаритно-установочные параметры блоков РИО-3А и схема внешних соединений остались без изменений. Блоки РИО-3 и РИО-3А взаимозаменяемы только комплектно. В связи с относительно высокой радиоактивностью датчика на земле на него надевается красная свинцовая заглушка (либо алюминиевая с фторопластовыми вставками). При каждом техническом обслуживании вертолета требуется установка заглушки на радиоактивный датчик ионизирующего излучения, что не безопасно для авиационного технического персонала, а открытый датчик радиоизотопного сигнализатора обледенения РИО создает фон ионизирующего излучения и не обеспечивает экологическую безопасность авиационного производства. Поэтому на вертолете Ми-8 производилась замена датчика обледенения (со встроенным источником ионизирующего излучения) РИО-3(А) на датчик ДСЛ-40Т, а также электронного блока РИО-3(А) на преобразователь ПЭ-11М из комплекта сигнализатора обледенения СО-121ВМ (вариант исполнения «А»).

3. По бюллетеню ТМ2635-БУ-Г, введенного 10.06.99г. на вертолетах Ми-8 взамен радиоизотопных сигнализаторов РИО-3 (3А) устанавливается частотный сигнализатор СО-121ВМ вариант А.

## **Частотный сигнализатор обледенения СО-121ВМ**

**Сигнализатор обледенения СО-121ВМ** предназначен для оповещения экипажа о наличии условий обледенения и формирования следующих сигналов:

- сигнал «обледенение» - на устройство сигнализации экипажу;
- сигнал «ПОС» - на включение и выключение противообледенительной системы;
- сигнал «БАР» - в бортовую аппаратуру регистрации параметров;
- сигнал «РИ» - в речевой информатор РИ-65.

В состав сигнализатора обледенения входят следующие комплектующие изделия разного варианта комплектации: 1. Датчик сигнализации льда (ДСЛ-39МТ), (ДСЛ-40Т) или (ДСЛ-40ТВ),

2. Преобразователь сигнализации электронный ПЭ-11М 3. Рама монтажная РМ-5.

Таблица 1.4. Варианты комплектации СО121ВМ

			Состав		Количество	
			вариант «а»	вариант «б»	вариант «в»	
			Датчик сигнализации льда ДСЛ-40Т	1	2	-
			Датчик сигнализации льда ДСЛ-40ТВ	-	-	2
			Преобразователь электронный ПЭ-11М	1	2	2
			Рама монтажная РМ-5	1	-	-

Примечание. 1-ый вариант комплектации(вар. а) определяет комплектность при установке на вертолет Ми-8 одноканального варианта сигнализатора СО-121ВМ. 2-ой вариант комплектации (вар. б) определяет комплектность при установке на Ми-8 двухканального варианта сигнализатора СО-121ВМ. 3-ий вариант комплектации (вар. в) определяет комплектность при установке на Ми-8 двухканального варианта сигнализатора СО-121 ВМ с датчиком ДСЛ-40ТВ.

Основные технические характеристики сигнализатора обледенения СО-121М приведены в таблице 1.5.

Таблица 1.5. Основные технические характеристики СО-121ВМ

Наименование параметра	Характеристика
1. Питание от источника постоянного тока напряжением, В	27±3
2. Потребляемый ток каждым каналом СО-121ВМ: -электронной схемой, А, не более -цепью обогрева, А, не более	1 14
3. Чувствительность (толщина льда), мм, не более	0,3
4. Выходная команда «ПОС»: -напряжение, В -коммутирующий ток, А, не более	27±3 1,5
5. Выходные команды «Обледенение», «БАР», «РИ»: -напряжение, В -суммарный коммутирующий ток, А, не более	27±3 1,5
6. Время удаления льда с датчика ДСЛ-40Т, ДСЛ-40ТВ, с, не более	10 (в полете) 30 (на земле)
7. Время задержки выключения команд «Обледенение», «ПОС», «БАР», «РИ», с	140±40
8. Время непрерывной работы, ч	20
9. Масса: -варианта комплектации «а», кг, не более -варианта комплектации «б» и «в», кг, не более	3,4 6,6

Сигнализатор СО-121ВМ - вариант комплектации а - представляет собой одноканальную систему, состоящую из датчика, преобразователя и монтажной рамы РМ -5 Монтажная рама РМ-5 предназначена для установки одного преобразователя



Рисунок 1.101. Общий вид электронного преобразователя сигнализации ПЭ-11М . сигнализатора СО-121ВМ на монтажной раме

В датчике ДСЛ-39МТ сброс льда с кронштейна осуществляется горячим воздухом, а с вибратора - с помощью электрического обогрева;

Датчик ДСЛ-39МТ сигнализатора СО-121М состоит из вибратора, корпуса, кронштейна, который имеет канал воздушного обогрева кронштейна и отверстие для выхода горячего воздуха. Основной частью датчика является вибратор, в котором расположены электромагнитная система возбуждения, мембрана и обмотка обогрева головки вибратора. Для сброса льда с кронштейна в датчике имеется канал воздушного обогрева кронштейна, в который при обледенении подается горячий воздух от двигателя вертолета. Отработанный горячий воздух выходит из кронштейна

через отверстие. Для соединения датчика с рамой в корпусе датчика имеется вилка штепсельного разъема. Зазор между корпусом вибратора и скобами служит для повышения чувствительности сигнализатора.

Принцип действия сигнализатора основан на зависимости частоты выходного сигнала датчика от толщины пленки льда на чувствительном элементе (мембране). При включении питания мембрана датчика совершает колебания, частота которых определяется жесткостью мембраны. При образовании льда на мембране ее жесткость её повышается, что приводит к увеличению частоты колебаний до величины, при которой срабатывает сигнализатор обледенения.

Датчик ДСЛ-39 состоит из вибратора, корпуса и кронштейна, оснащенного электрическим нагревателем. Датчики ДСЛ-40Т и ДСЛ-40ТВ сигнализатора СО-121ВМ имеют конструкцию, аналогичную датчику ДСЛ-39МТ. Отличие датчиков ДСЛ-40Т и ДСЛ-40ТВ от датчика ДСЛ-39МТ состоит в том, что у датчиков ДСЛ-40Т и ДСЛ-40ТВ кронштейн имеет электрический нагреватель. Между собой датчики ДСЛ-40Т и ДСЛ-40ТВ отличаются

типом разъема (ДСЛ -40Т -с разъемом 2РМГД, а ДСЛ-40ТВ - с разъемом СНЦ23). Корпуса преобразователя и рамы сигнализатора унифицированы. На задней панели преобразователя расположена вилка штепсельного разъема для стыковки с рамой. На передней панели расположены упор зажимного устройства, клемма ЗЕМЛЯ, ручка, индикаторы ОБОГРЕВ И ОБЛЕДЕНЕНИЕ и кнопка ИМИТАЦИЯ, закрытые боковыми крышками, которые крепятся винтами к задней и передней панелям. Рама представляет собой амортизационно-монтажное устройство для установки на ней преобразователей и защиты их от механических воздействий. Рама состоит из корпуса, в котором расположены штепсельные разъемы, предназначенные для соединения рамы с преобразователем, датчиком и исполнительными устройствами вертолета. В раме расположен фильтр, снижающий уровень электроимпульсных и радиопомех. Корпус рамы установлен на двух траверсах, к которым крепятся амортизаторы. Для крепления преобразователя и соединения его с корпусом объекта на корпусе рамы расположены зажимное устройство (зажим) и перемычки металлизации. Сигнализатор не подлежит ремонту. Сигнализатор СО-121ВМ вариант комплектации в - представляет собой систему, состоящую из двух независимых одноканальных сигнализаторов варианта комплектации а, в которых монтажная рама РМ-5 заменена на монтажную раму РМ-6, предназначенной для монтажа на ней двух преобразователей.

Примечание: 1. Металлизация рамы с преобразователем электронным и преобразователя электронного с вертолетом осуществляется перемычкой. При эксплуатации на вертолете зажим контрится контрольной проволокой.

РАБОТА (СО-121 ВМ. Работа сигнализатора основана на зависимости частоты выходного сигнала датчика от толщины пленки льда на его чувствительном элементе - мембране. При включении питания сигнализатора мембрана датчика начинает совершать колебания, частота которых определяется ее жесткостью. Возбуждение колебаний

мембраны производится с помощью усилителя переменного тока, который находится в преобразователе, и электромагнитной системы возбуждения, расположенной в датчике. При оседании льда на мембране ее жесткость повышается, что приводит к увеличению частоты колебаний. При толщине льда, определяемой чувствительностью сигнализатора, частота колебаний достигает такой величины, при которой срабатывает частотный дискриминатор электронного преобразователя. Сигнал об обледенении с дискриминатора поступает в блок выходных команд, который формирует команды Обледенение, ПОС, БАР, РИ в виде напряжения постоянного тока 27 В и команды на включение обогрева головки вибратора датчика и кронштейна датчиков ДСЛ-40Т, ДСЛ - 40ТВ ( для сброса льда), а также для выдачи соответствующих сигналов на загорание индикаторов ОБОГРЕВ и ОБЛЕДЕНЕНИЕ на передней панели преобразователя. Для надежного сброса льда с головки вибратора и формирования непрерывного сигнала об обледенении при прохождении объектом всей зоны обледенения команда на выключение обогрева головки вибратора имеет задержку на время  $(8\pm 2)$ с, а выходные команды Обледенение, ПОС БАР, РИ и команда на выключение обогрева кронштейна датчиков ДСЛ-40Т, ДСЛ-40ТВ. имеют задержку времени порядка  $(140\pm 40)$ с с момента снятия сигнала об обледенении с дискриминатора. Временные задержки на выключение выходных команд формируются блоком временных интервалов по сигналу об обледенении с дискриминатора электронного преобразователя. При повторном нарастании льда на мембране (вертолет Ми-8 продолжает находиться в зоне обледенения) осуществляется задержка выходных команд на  $(140\pm 40)$ с и команда на выключение обогрева кронштейна датчиков ДСЛ-40Т, ДСЛ-40ТВ сбрасываются и процесс повторяется.

Сигнализатор имеет встроенную систему контроля с помощью блока контроля и кнопки имитации обледенения.

Блок контроля обеспечивает контроль исправности сигнализатора и выдает сигнал "Исправен" в виде напряжения постоянного тока 27В через время  $(41\pm 11)$ с после отпускания кнопки ИМИТАЦИЯ, расположенной на передней панели преобразователя (при исправном сигнализаторе), и снятия сигнала "Исправен" через время  $(77\pm 22)$ с после отпускания кнопки. Блок контроля осуществляет также ограничение задержки выходных команд "Обледенение ПОС. БАР, РИ" и команду на обогрев кронштейна датчиков ДСЛ-40Т, ДСЛ-40ТВ до  $(8\pm 2)$ с при контроле исправности сигнализатора, что необходимо для предотвра-



щения выхода из строя датчика обледенения. При контроле исправности сигнализатора на земле ограничение задержки выходных команд производится только при подключенной нагрузке обогрева кронштейна датчиков ДСЛ-40Т, ДСЛ-40ТВ. Таким образом, сигнализатор СО-121ВМ имеет ограничение задержки выходных команд, а сигнализатор СО-121М ее не имеет (так как кронштейн датчика ДСЛ-39МТ обогревается горячим воздухом от двигателя вертолета). Так как блок контроля осуществляет контроль исправности цепи обогрева кронштейна датчиков ДСЛ-40Т и ДСЛ-40ТВ (обмотки обогрева кронштейна) при применении на вертолете сигнала "Исправен" (для сигнализатора СО-121М) в цепь обогрева кронштейна датчиков ДСЛ-40Т и ДСЛ-40ТВ введена дополнительная нагрузка. Величина и тип нагрузки определяется при согласовании применения сигнализатора СО-121М на Ми-8. Блок питания сигнализатора, находящийся в электронном преобразователе осуществляет преобразование напряжения постоянного тока 27В в напряжения постоянного тока 5 и 12,6В, необходимые для питания электронной схемы сигнализатора. Для обеспечения выдачи выходной команды "Обледенение" при аварийном питании вертолета питание сигнализатора СО-121ВМ напряжением постоянного тока 27В осуществляется по двум цепям - 27В, 20А и 27В, 3А. По цепи сигнализаторов 27В, 3А осуществляется питание электронной схемы и коммутация команд "Обледенение, БАР, РИ", а по цепям 27В, 3А и 27В, 20А осуществляется питание цепей обогрева головки вибратора датчика и кронштейна датчиков ДСЛ-40Т, ДСЛ-40ТВ и коммутация выходной команды "ПОС".

**ВНИМАНИЕ.** Во время проверки сигнализатора заглушка с вибратора должна быть снята. Устранение неисправности производится при отключенной питающей сети. Обрыв кабеля в цепи питания устраняется при наличии команды "Нет питания" "сигнализатор не работает" после проведения расширенного тест-контроля на обрыв кабеля в цепи питания в виде кратковременного нажатия и отпускания кнопки "ИМИТАЦИЯ". В случае загорания сигнализации "Перегорели индикаторы" необходимо заменить преобразователь, который меняется и при одновременном срабатывании сигнализации "ОБОГРЕВ" и "ОБЛЕДЕНЕНИЕ". Если при нажатии и отпускании кнопки "ИМИТАЦИЯ" вспыхивает индикатор "ОБОГРЕВ", а датчик не греется, - неисправна обмотка обогрева датчика, то необходимо заменить датчик обледенения. Загорание индикатора "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" и не горения индикатора "ОБОГРЕВ", при нажатии кнопки "ИМИТАЦИЯ" указывает на не-

исправность преобразователя, в этом случае необходима замена преобразователя, а также в случае, когда горит индикатор "ОБОГРЕВ", а индикатор "ОБЛЕДЕНЕНИЕ" не горит и датчик не греется. Если при нажатии и отпуске кнопки "ИМИТАЦИЯ" Неисправен преобразователь. Заменить преобразователь "ИМИТАЦИЯ" длительность горения индикаторов ОБЛЕДЕНЕНИЕ и ОБОГРЕВ не соответствует паспортным данным. Неисправен преобразователь и отпуская кнопку "ИМИТАЦИЯ" при не загорании индикатора "ОБЛЕДЕНЕНИЕ", При нажатии кнопки ИМИТАЦИЯ и загорании сигнализации "Неисправен преобразователь" НЕОБХОДИМА замена преобразователя нахождения ее в таком состоянии более 40с длительность горения индикаторов ОБОГРЕВ и ОБЛЕДЕНЕНИЕ не соответствует длительности команды «Защита», указанной в паспорте. При подключении питающей сети и загрязнение зазора на передней панели преобразователя между скобой и корпусом датчика загораются индикаторы ОБОГРЕВ и "ОБЛЕДЕНЕНИЕ". Необходимо прочистить зазор протиркой поверхности головки вибратора и скоб чистой ветошью, смоченной бензином.

Техническое обслуживание сигнализатора производится по состоянию и заключается в удалении загрязнения, проверки работоспособности сигнализатора и устранении неисправностей. **ВНИМАНИЕ!** Должны быть приняты меры по предохранению скоб на вибраторе датчика ДСЛ-39МТ (ДСЛ-40Т, ДСЛ-40ТВ) от повреждения при работах в районе установки датчика. На датчик необходимо установить эксплуатационную предохранительную заглушку, снабженную красным сигнальным вымпелом- (флажком), которая снимается после завершения работ по ТО ВС. **ВНИМАНИЕ! ПРИ ОТЫСКАНИИ НЕИСПРАВНОСТЕЙ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ ВО ИЗБЕЖАНИЕ ПЕРЕГРЕВА ГОЛОВКИ ВИБРАТОРА ДАТЧИКА, ВИБРАТОР ДАТЧИКА НЕОБХОДИМО ПОМЕЩАТЬ В РЕЗЕРВУАР С ВОДОЙ.**

### **Обогрев лопастей несущего и хвостового воздушных винтов**

Обогрев лопастей несущего и хвостового винтов включают в себя токосъемники, нагревательные элементы лопастей, коробку программного механизма ПМК-21 (ПМК-21ТВ), аппаратуру защиты и управления.

Коробка программного механизма ПМК-21 предназначена для отработки временной программы и выдачи сигналов на включение исполнительных элементов обогревательных устройств лопастей. Коробка установлена в радиоотсеке по левому борту, между шпангоутами № 14 и 15.

Нагревательный элемент лопасти несущего винта представляет собой тонкие ленты из нержавеющей стали, расположенные вдоль всей длины лопасти на 12% по хорде. Ленты наклеиваются на пятый слой стеклоткани клеем БФ-2, а сверху покрываются одним слоем стеклоткани, пропитанной тем же клеем. Накладка состоит из шести слоев стеклоткани и проложенного между ними нагревательного элемента.

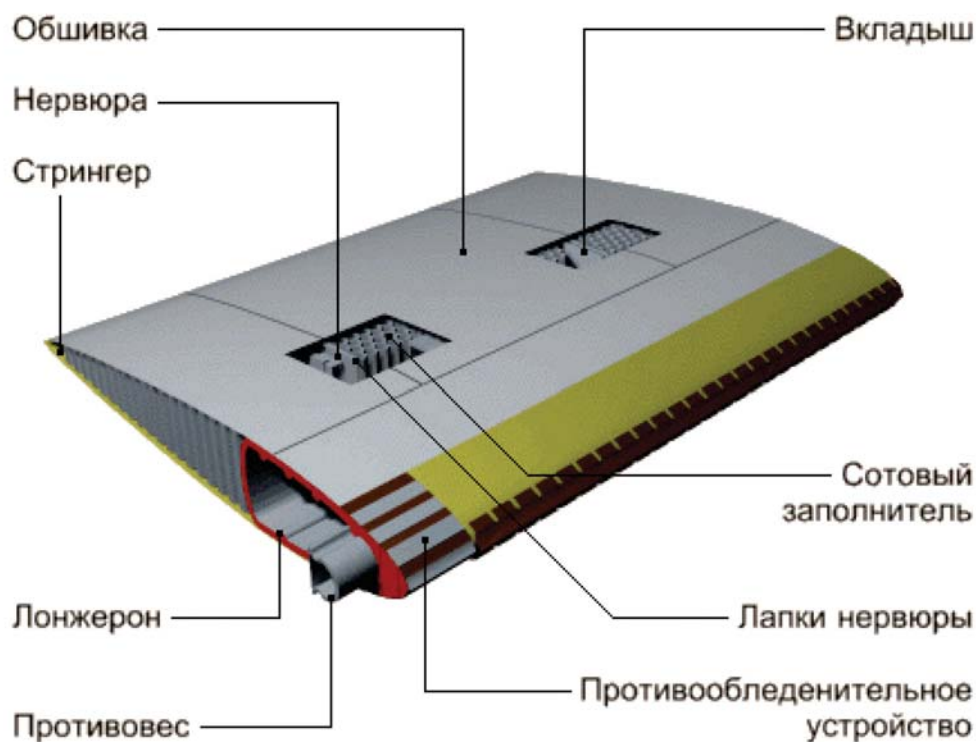
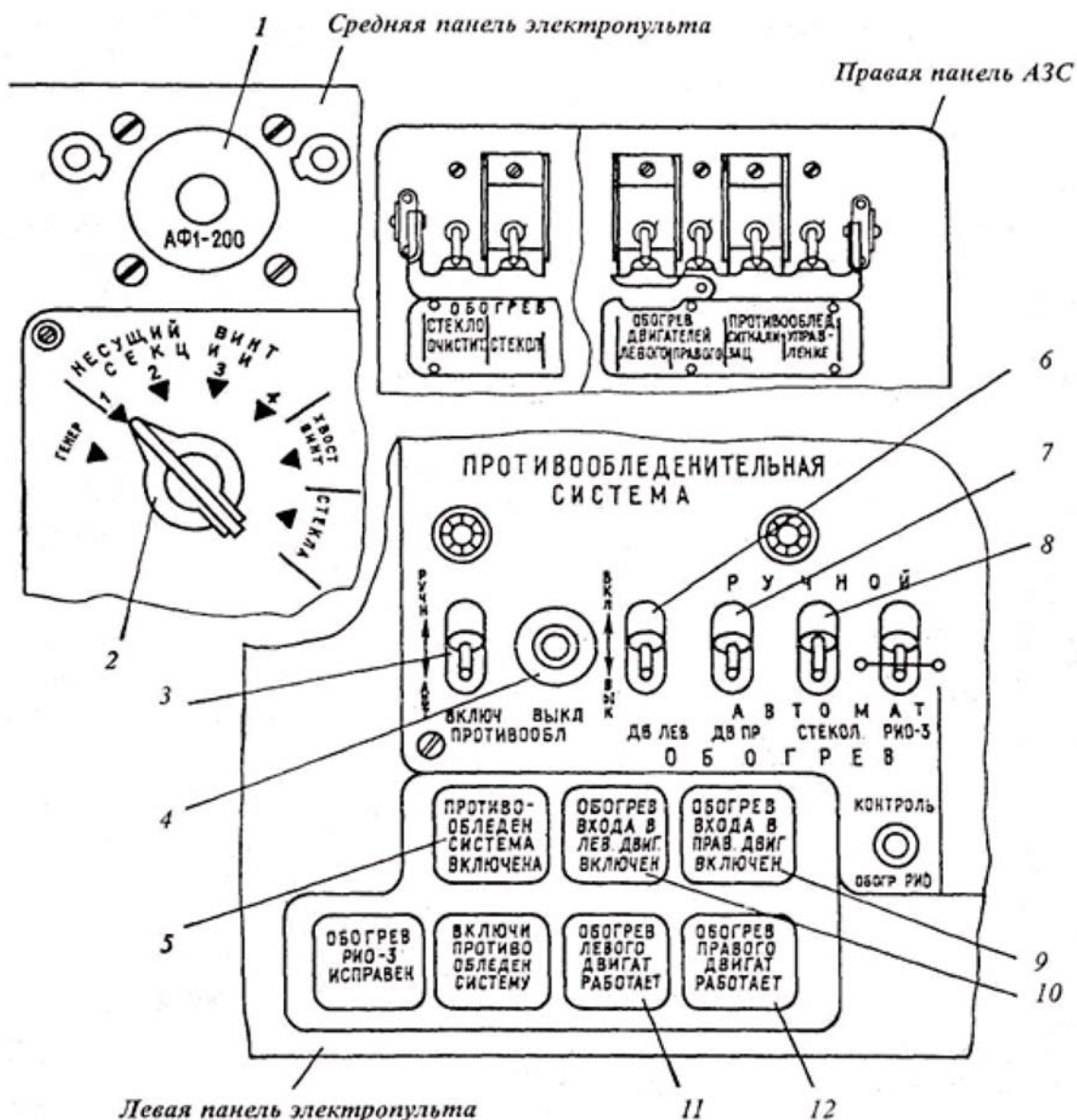


Рисунок 1.102. Нагревательный элемент лопасти

Нагревательный элемент несущего воздушного винта состоит из четырех секций: две парные секции обогревают верхнюю часть носка лопасти, третья - переднюю, четвертая - нижнюю часть носка лопасти.

Сопротивление секции равно  $8 \pm 2 \text{ Ом}$ . Подача напряжения на нагревательный элемент осуществляется через штепсельный разъем, установленный в комле лопасти.

Нагревательный элемент хвостового винта разделен на две секции – верхнюю и нижнюю.



1 – амперметр АФ1-200 (контроль тока нагрузки); 2 – галетный переключатель для контроля тока; 3 – выключатель; 4 – кнопка выключения системы; 5 – табло сигнализации работы системы; 6, 7 – выключатели ПОС двигателей; 8 – выключатель ПОС стекол; 9, 10 – табло сигнализации обогрева входа в двигатели; 11, 12 – табло сигнализации обогрева двигателей

Рисунок 1.103. Панель управления противообледенительной системы

Полный цикл поочередного включения всех четырех секций нагревательных элементов лопастей несущего винта происходит за 2,5 мин. Каждая секция находится под током в течение  $38,5 \pm 2$  с и в обесточенном состоянии – в течение  $115,5 \pm 6$  с. Секции лопастей хвостового винта находятся под током  $38,5 \pm 2$  с и такое же время обесточены.

Токоъемники винтов предназначены для передачи электроэнергии от бортсети к нагревательным элементам лопастей.



Рисунок 1.104. Токосъемник воздушного винта

Основными элементами токосъемника являются неподвижный коллектор и вращающийся корпус с установленными на нем щеточными колодками. Вал коллектора смонтирован в корпусе токосъемника на двух шариковых подшипниках и удерживается от вращения с помощью полого стержня, соединенного шлицевой втулкой с фланцем на корпусе главного редуктора.

На коллекторе смонтированы семь контактных колец, электрически изолированных друг от друга и от корпуса коллектора. На корпусе токосъемника смонтированы четыре щеточные колодки. В двух колодках имеется по три щетки, в двух других - по четыре. Щетки к контактным кольцам прижимаются спиральными пружинами. От щеток через штепсельные разъемы и жгуты ток подается к нагревательным элементам лопастей. Жгуты заключены в дюритовые шланги и закреплены на втулке несущего винта. На штепсельные разъемы надеты резиновые чехлы.

Ток, потребляемый каждой группой секций нагревательных элементов несущего винта, равен 110...130А, а хвостового винта – 24А.

Питание нагревательных элементов лопастей осуществляется от сети переменного тока напряжением 200В через предохранители ИП-150 (ПМ-150) и ПМ-25.

Цепи управления противообледенителей питаются постоянным током и подключены к аккумуляторной шине через АЗСГК-5 «ПРОТИВООБЛЕДЕН – УПРАВЛЕНИЕ». Включение противообледенителей

осуществляется выключателем ВГ-15К-2«ПРОТИВООБЛ –ВКЛЮЧ» на левой панели электропульты пилотов.

**Обогрев стекол** кабины пилотов служит для предохранения двух передних стекол В8БП, имеющих пленочные электрические обогреватели, от запотевания и обмерзания. Для поддержания постоянной температуры стекол в заданном режиме на вертолете в кабине пилотов на правом борту установлены два термоэлектронных регулятора ТЭР-1М с термодатчиками ТД-2, смонтированными на обогреваемых стеклах.

Работа терморегулятора основана на принципе короткозамкнутого электрического моста. Одним плечом моста служит термодатчик ТД-2. Питание нагревательных элементов стекол осуществляется переменным током от автотрансформатора АТ-8-3. Цепи управления подключены к аккумуляторной шине через автомат защиты сета АЗСГК-2 «ОБОГРЕВ СТЕКОЛ».

Обогрев стекол включается как автоматически вместе с включением противообледенителей лопастей, так и вручную выключателем ВГ-15К-2С «ОБОГРЕВ СТЕКОЛ» на левой панели электропульты при включенном автомате защиты сети АЗСГК-2 «ОБОГРЕВ СТЕКОЛ».

### **Обогрев двигателей и воздухозаборников**

Двигатели ТВ2-117 от возможного обледенения защищены обогревом воздухозаборников, стоек первой опоры ротора компрессора двигателя, кока и лопаток входного направляющего аппарата (ВНА двигателя).

Обогрев воздухозаборников двигателей служит для теплового обогрева обтекателей воздухозаборников горячим воздухом, отбираемым от компрессоров двигателей. Противообледенительное устройство воздухозаборника состоит из коллектора, трубопроводов подвода горячего воздуха и запорного крана (переключателя) с электроприводным механизмом. Тепловой коллектор представляет собой полое кольцо из трубы, в стенках которой выполнены отверстия для выхода горячего воздуха. Электромеханический переключатель воздуха предназначен для перекрытия проходного сечения воздухопровода подачи горячего воздуха. Противообледенительное устройство двигателя (стоек опоры, кока, лопаток ВНА) состоит из трубы, противообледенительного клапана, двух труб подвода горячего воздуха в корпус передней опоры ротора компрессора, системы каналов и отверстий для прохода горячего воздуха в обогреваемых деталях.

Подача горячего воздуха осуществляется заслонками 1919Т, представляющими собой воздушные краны, управляемые электромеханизмами, установленными в двигательных отсеках. Табло сигнализации обогрева начинает гореть в начале цикла открытия заслонки. Полный цикл открытия заслонки при низких температурах наружного воздуха длится до 30 секунд. Подача горячего воздуха во входные части двигателей (кок, носки стоек во входных каналах первых опор и лопаток ВНА компрессоров) обеспечивается клапанами противообледенения, которые управляются электромагнитами ЭМТ-244 клапанов противообледенителей. Электромагниты установлены на клапанах противообледенителей двигателей (по одному на каждый двигатель).

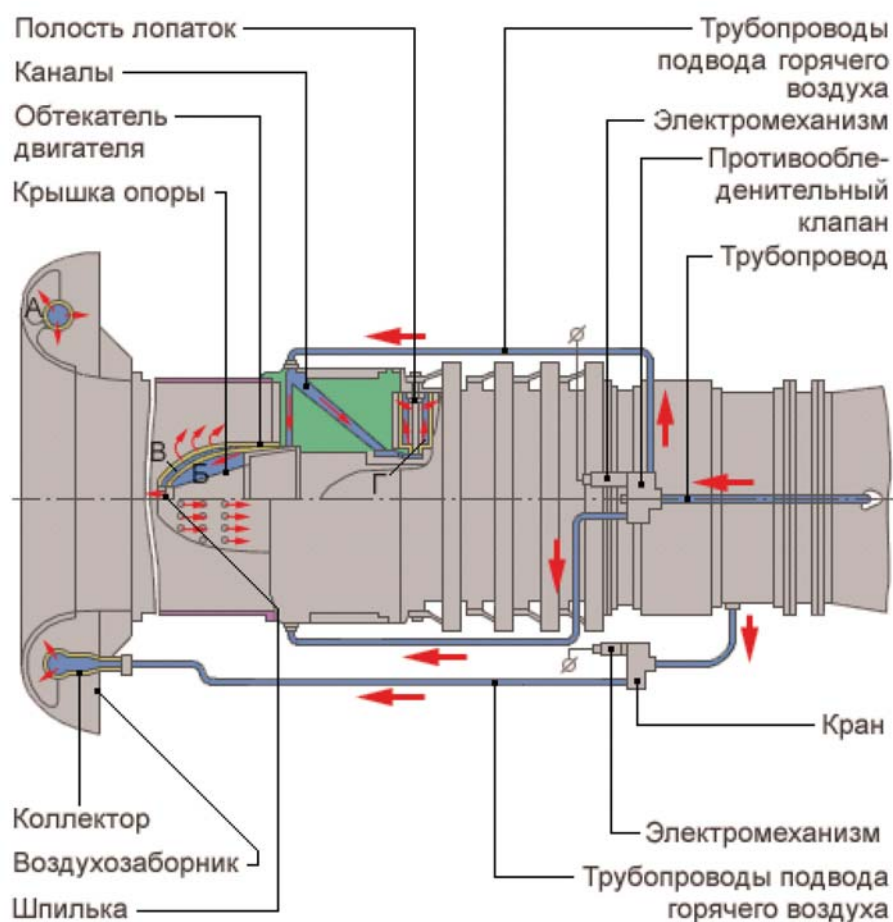


Рисунок 1.105. Обогрев двигателей и воздухозаборников

Цепи питания воздушных заслонок и электромагнитов ЭМТ-244 левого и правого двигателей отдельные и защищены автоматами защиты сети АЗСГК-5 «ОБОГРЕВ ДВИГАТЕЛЕЙ – ЛЕВОГО» и «ОБОГРЕВ ДВИГАТЕЛЕЙ – ПРАВОГО». Включение обогрева левого двигателя и его воздухозаборника производится только вручную двухпозиционным выключателем «ОБОГРЕВ ДВ ЛЕВ ВКЛ – ВЫКЛ». Вклю-

чение обогрева правого двигателя и его воздухозаборника может быть произведено отдельно вручную вухпозиционным переключателем «ОБОГРЕВ ДВ ПРАВ РУЧНОЙ – АВТОМАТ» при установке его в положение «РУЧНОЙ». При установке этого переключателя в положение «АВТОМАТ» обогрев правого двигателя и воздухозаборника будет включаться автоматически от сигнализатора обледенения РИО-3 (СО-12ІВМ вар.А) вместе с включением обогрева лопастей несущего, хвостового винтов и стекол при положении переключателя «ВКЛЮЧ ПРОТИВООБЛ РУЧН – АВТ» в положение «АВТ».

Сигнализация подачи электропитания па механизмы заслонок и электромагниты ЭМТ-244 включает в себя следующие табло с зелеными светофильтрами: «ОБОГРЕВ ВХОДА В ЛЕВ ДВИГ ВКЛЮЧЕН», «ОБОГРЕВ ВХОДА В ПРАВ ДВИГ ВКЛЮЧЕН», «ОБОГРЕВ ЛЕВОГО ДВИГАТ РАБОТАЕТ», «ОБОГРЕВ ПРАВОГО ДВИГАТ РАБОТАЕТ».

Включение электромеханизмов крана и противообледенительного клапана на открытие подачи горячего воздуха на обогрев производится: для правого двигателя может быть произведен автоматически или вручную с помощью переключателя на панели управления ПОС, а для левого – только вручную.

Кроме электрического сигнализатора на вертолете имеется визуальный датчик обледенения, который представляет собой штырь, установленный на левом сдвижном блистере, в поле зрения левого летчика. На штыре нанесены красные и черные поперечные полосы шириной 5мм каждая. Эти полосы дают возможность наблюдать визуально нарост льда на штыре. В случае отказа сигнализатора РИО-3 летчик ориентируется на визуальный датчик и сам включает противообледенительную систему.

Техническое обслуживание противообледенительной системы заключается во внешнем осмотре компонентов противообледенительной системы, проверки работоспособности противообледенителей и устранении выявленных неисправностей. Воздушные винты осматриваются на предмет отсутствия прогара нагревательных элементов, удаляются загрязнения, осматриваются все компоненты противообледенительной системы, проверяется крепление компонентов, их штепсельных разъемов и контровки. В лаборатории АиРЭО производится проверка СО-12ІВМ на соответствие нормам технических параметров. На вертолете производится проверка работоспособности заслонок по потребляемому току и времени их открытия. При периодическом ТО на вертолете



производится проверка и регулировка термоэлектронных регуляторов ТЭР-1М с помощью установки автомата обогрева стекол АОС-81. При замене стекол производится перестройка автотрансформатора АТ-8-3 в зависимости от паспортных данных величины напряжения электрообогреваемого стекла. Подтягивается отверткой ключик галетного переключателя контроля потребляемого тока. При запуске двигателей по величине потребляемого тока проверяется работоспособность противообледенительной системы воздушных винтов. В холодное время проверяется на ощупь работа противообледенительной системы обогрева стекол кабины экипажа.

Причины наиболее характерных неисправностей ПОС вертолета связаны с отклонениями от нормы в потреблении тока нагревательными элементами стекол, лопастей НВ и РВ и в большинстве случаев обусловлены различными повреждениями агрегатов системы и цепи электропитания к ним.

## **1.20. Система отопления и вентиляции**

Для поддержания в кабинах нормальных температурных условий вертолет оборудован системой отопления и вентиляции, в которую входят следующие агрегаты:

- керосиновый обогреватель КО-50;
- вентиляторы с электродвигателями ДВ-3 (ДВ-302Т) (2 шт.);
- центробежный вентилятор с электродвигателем ДВ-1КМ (для вертолетов в пассажирском варианте).

Керосиновый обогреватель КО-50 предназначен для нагрева воздуха, подаваемого в кабины вертолета. В камере сгорания обогревателя после его запуска происходит процесс горения керосино-воздушной смеси, продукты горения выводятся через выхлопной патрубок за борт вертолета. Нагретые стенки калорифера обдуваются воздухом от вентилятора обогревателя. Нагреваемый таким образом воздух подается в кабины вертолета.

КО-50 состоит из: камеры сгорания; калорифера; электрического подогревателя топлива для подогрева керосина при запуске обогревателя; запальной свечи СД-96; форсунки с перепуском 2508; вентилятора 2438 с электродвигателем МВ-1200 для продува воздуха через обогреватель; топливной коробки 2621, включающей в себя соленоидные клапаны 772 подачи топлива в камеру сгорания, фильтр 774, регулятор давления 773Н и жиклеры; приемники температуры П-3; блок

управления регулятора температуры 4087, работающего в комплекте с датчиками температуры П-9 и ИС-264А, задатчиком температуры 2400В и топливными клапанами 772; термopереклyчателю 2416-17,5 для отключения подачи топлива в керосиновый обогреватель при достижении температуры воздуха на выходе из обогревателя +165...200°C; пневмореле 1263 (2 шт.) для управления клапанами 772; термopереклyчателю 2416-4 для отключения свечи при достижении температуры нагреваемого воздуха +30...70°C; термовыключателю 1374А-5 для автоматического отключения вентилятора при достижении температуры воздуха на выходе из обогревателя +30...55°C; агрегата зажигания КВ-112 для преобразования напряжения постоянного тока 27В в высоковольтное, импульсное; соленоидного клапана 772Д (610200А) для открытия и закрытия подачи топлива в топливную линию обогревателя; подкачивающего топливного насоса 748А (748Б).

Примечания: Топливные клапаны 772Д и 610200А по посадочным местам не взаимозаменяемы. Насосы 748А и 748Б по всем параметрам взаимозаменяемы.

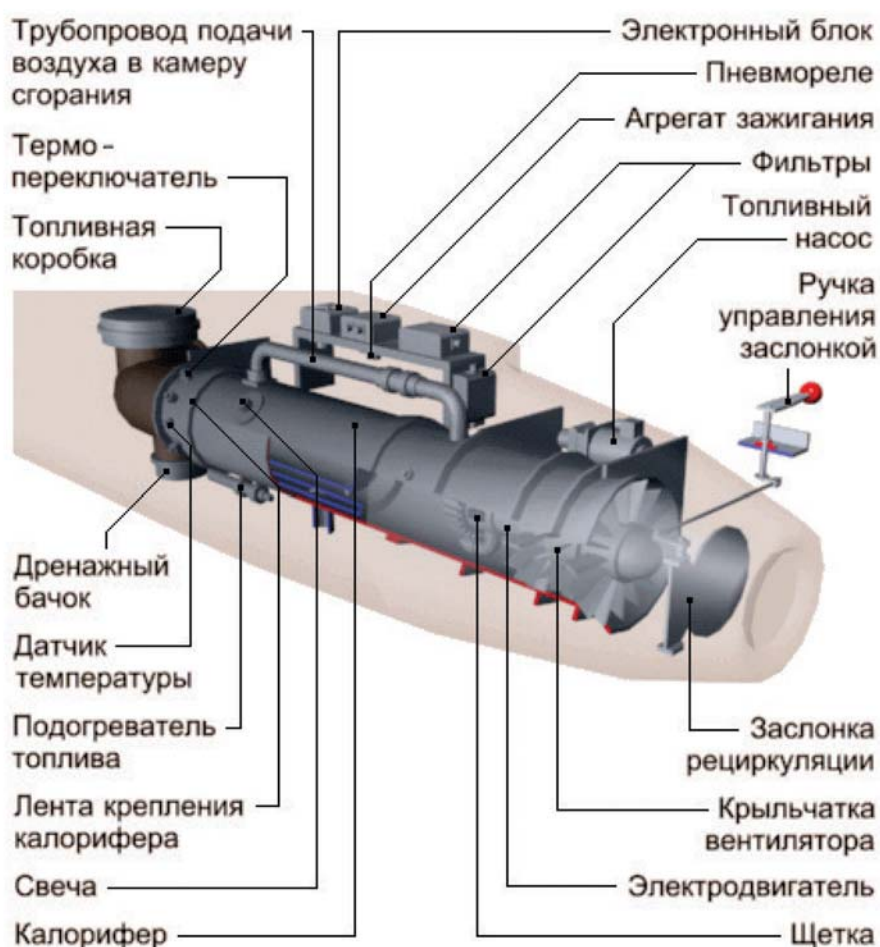
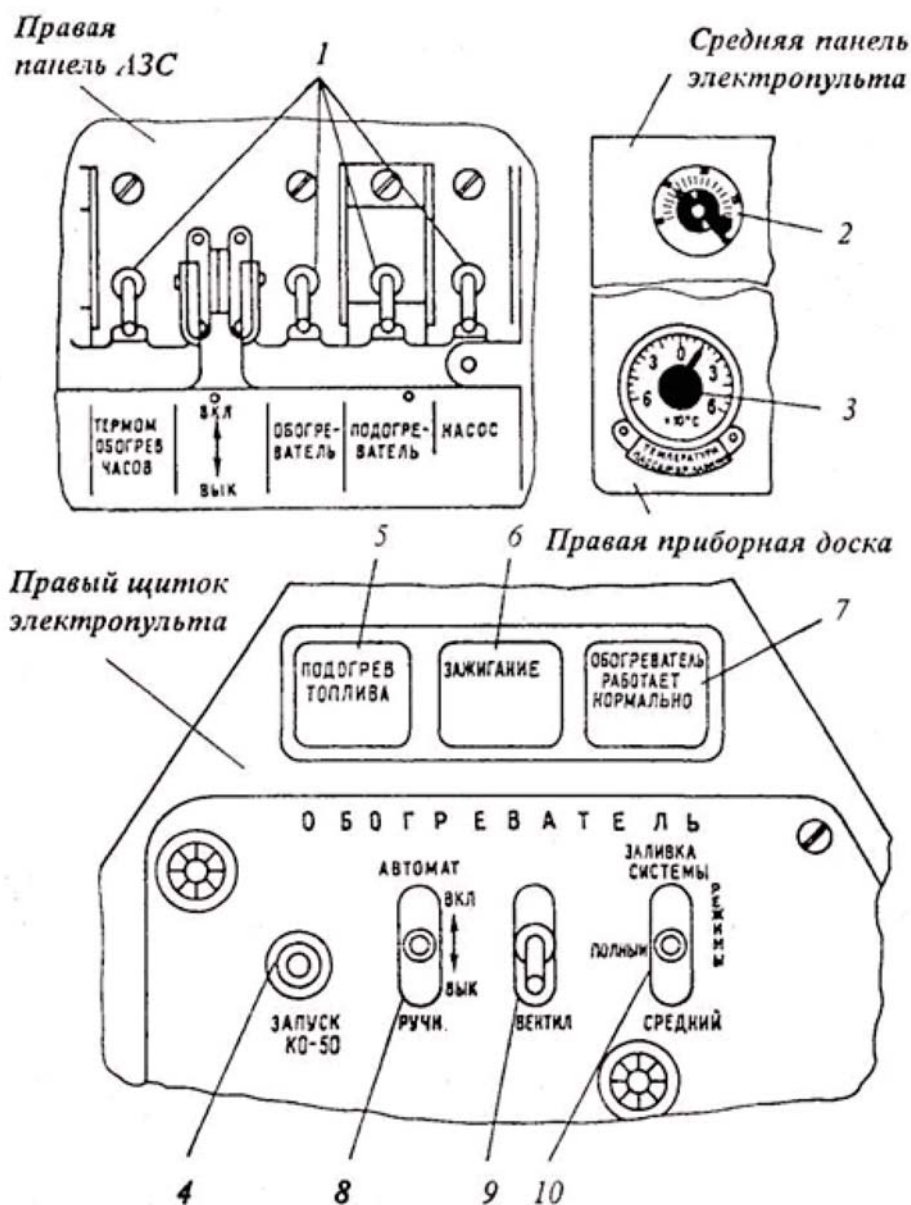


Рисунок 1.105. Керосиновый обогреватель КО-50

Цепи питания топливного насоса 748А подогревателя топлива, управления, регулирования и контроля за работой обогревателя подключены к шине двойного питания ответственно через автоматы АЗСГК-15 «НАСОС», АЗСГК-25 «ПОДОГРЕВАТЕЛЬ» и АЗСГК-5 «ОБОГРЕВАТЕЛЬ». Цепь питания электродвигателя МВ-1200 вентилятора включена к шине двойного питания через предохранитель ИП-75.

На вертолетах поздних серий взамен приемников 2622 (приемник П-9 с вентилятором) устанавливаются только приемники П-9.

Управление и контроль за работой обогревателя осуществляется с правого щитка электропультпилотов, на котором установлены: кнопка 204К «ЗАПУСК КО-50», выключатель ППНГ-15К «АВТОМАТ – РУЧ», выключатель ВГ-15К-2С «ВЕНТИЛЯТОР», переключатель ППНГ-15К ручного управления КО-50 «РЕЖИМЫ» и три световых табло «ПОДОГРЕВ ТОПЛИВА», «ЗАЖИГАНИЕ» и «ОБОГРЕВАТЕЛЬ РАБОТАЕТ НОРМАЛЬНО». Работа терморегулятора основана на принципе короткозамкнутого электрического моста. Одним плечом такого моста служит термодатчик ТД-2.



1 – АЗС; 2 – задатчик температуры; 3 – указатель температуры; 4 – кнопка запуска; 5, 6, 7 – табло; 8 – переключатель режима работ; 9 – выключатель вентилятора КО-50; 10 – переключатель ручного режима работы.

Рисунок 1.106. Панель управления обогревателем

## Эксплуатация КО-50

При включении левого переключателя в положение «АВТОМАТ» включается топливный электромагнитный клапан, топливный насос, электронный блок управления. Обогреватель готов к запуску.

При нажатии на кнопку запуска включается подогреватель топлива и зажигается желтое табло «ПОДОГРЕВ ТОПЛИВА».

При подогреве керосина до 65...75°C срабатывает микровыключатель, замыкается цепь пусковой катушки и свечи, зажигается сигналь-

ное табло «ЗАЖИГАНИЕ», отключается подогреватель топлива и гаснет табло «ПОДОГРЕВ ТОПЛИВА».

При этом включается электродвигатель вентилятора и загорается зеленое сигнальное табло «ОБОГРЕВАТЕЛЬ РАБОТАЕТ НОРМАЛЬНО».

От напора, создаваемого вентилятором, замыкается пневмореле, включается топливный клапан, через который топливо идет к форсунке. Происходит зажигание керосино-воздушной смеси.

При достижении температуры воздуха на выходе из обогревателя 35...45°C срабатывает термопереклюатель, гаснет табло «ЗАЖИГАНИЕ», отключаются свеча и пусковая катушка.

На электронный блок управления поступают импульсы от чувствительных элементов, установленных на выходе и входе обогревателя, и от приемников температуры, установленных в кабине вертолета.



Рисунок 1.107. Панель управления обогревателем КО-50

При работе обогревателя в автоматическом режиме (переключатель – в положении «АВТОМАТ») температура в кабине задается датчиком температуры в пределах от +10 до 30°C. Режим работы обогревателя поддерживается двумя электромагнитными клапанами в зависимости от заданной температуры.

Ручной режим (переключатель – в положении «РУЧНОЕ») обеспечивает работу обогревателя в полном (максимальном) режиме и средних режимах теплопроизводительности. Режим «Полный» рекомендуется устанавливать при температуре наружного воздуха ниже –13°C, а «средний» – в пределах температур от –13°C до +15°C. Режим задается левым переключателем.

Работа обогревателя в вентиляционном режиме обеспечивает охлаждения обогревателя и вентиляцию кабин вертолета, для этого достаточно включить только переключатель вентилятора.

Выключение обогревателя из работы производится установкой правого переключателя в нейтральное положение. После выключения обогревателя рекомендуется охладить в течение 10...15мин или 3...10мин при работающем вентиляторе.

Для создания местной циркуляции воздуха на каркасе фонаря кабины летчиков под электропультом установлены два вентилятора ДВ-3 (ДВ-302Т) со встроенными фильтрами ограничения помех радиоприему.

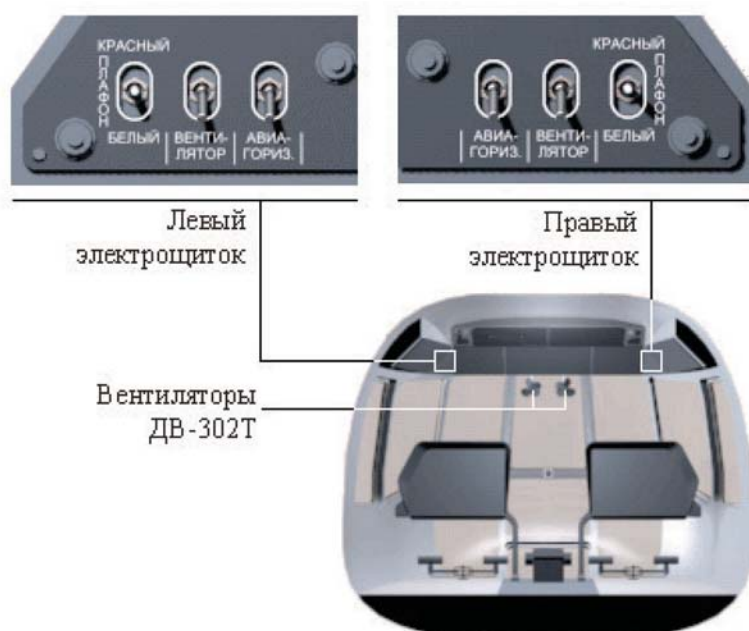


Рисунок 1.108. Управление вентиляторами

Цепи питания вентиляторов подключены к шине двойного питания через автомат защиты сети АЗСГК-2 «ВЕНТИЛЯТОРЫ». Включение вентиляторов производится выключателями «ВЕНТИЛЯТОР», расположенными на левом и правом щитках электропульты летчиков.

Вентилятор с электродвигателем ДВ-1КМ предназначен для принудительного отсоса воздуха из пассажирской кабины. Вентилятор крепится на стенке шпангоута № 16, справа. Цепь питания электродвигателя подключена к шине двойного питания через предохранитель ИП-30. Включение вентилятора осуществляется выключателем ВГ-15К-2С «ВЕНТИЛ ДВ-1КМ». Цепь управления включением вентилятора подключена к шине двойного питания через АЗСГК-2 «ВЕНТИЛЯТОРЫ».

При периодическом техническом обслуживании вертолета производится осмотр компонентов системы обогрева и вентиляции, надежность крепления, контровка штепсельных разъемов, производится проверка исправности электропроводки вентиляторов, проверяется исправность ламп табло, работоспособность обогревателя КО-50 и вентиляторов обдува ДВ-3 и ДВ-1КМ. Производится устранение выявленных неисправностей.

При оперативном техническом обслуживании вертолета производится устранение неисправностей, заявленных экипажем.

Неисправности КО-50, наиболее характерные при эксплуатации вертолёта, заключаются в отклонении его работы от требований эксплуатационной документации. Они возникают при запуске, например, в момент поджога топлива. Поджог затруднён, если не соблюдается ряд таких требований, как наличие хорошо распыленной топливовоздушной смеси, надёжная работа системы зажигания, необходимость достаточного напора потока воздуха, создаваемого вентилятором.

Отказ системы зажигания локализуется по характерным "щелчкам", сопровождающим работу агрегата зажигания КВ-112. Причины неработоспособного состояния агрегата зажигания обусловлены нарушением цепи его электропитания, высоковольтных проводов или повреждениями свечи.

Из эксплуатационной практики следует, что отсутствие поджога топлива в большинстве случаев связано с работой свечи. Это касается не только её повреждений, например, подгар одного из электродов, а в большей степени закоксованностью.

Поэтому при выяснении причин неисправности КО-50 сначала рекомендуется проверка состояния электродов свечи. Проверка выполняется параллельно очистке форсунки. Затем проверяются цепи электропитания КВ-112 и состояние высоковольтных проводов. Если установлено, что неисправен агрегат зажигания, то необходима его замена. Ремонт агрегата не допускается ввиду наличия в нём радиоактивного элемента.

Повреждения электронного блока могут приводить не только к низкой, но и высокой температуре воздуха на выходе из обогревателя, вплоть до 175°C. В результате КО-50 работает с перегревом.

Кроме повреждений электронного блока, перегрев обогревателя может быть вызван также коротким замыканием в цепи приёмников температуры П-9Т.

## 1.21. Светотехническое оборудование

Светотехническое оборудование обеспечивает выполнение полетов и наземную эксплуатацию вертолета в любых метеоусловиях как днем, так и ночью. По назначению светотехническое оборудование делится на две группы: внешнее светотехническое оборудование и внутреннее светотехническое оборудование.

Внешнее светотехническое оборудование включает в себя:

- аэронавигационные огни БАНО-45 и ХС-39;
- посадочно-рулежные фары МПРФ-1А (2 шт.) или поисково-посадочные фары ФПП-7М (2 шт.);
- фару освещения груза ФР-100;
- проблесковый маяк МСЛ-3;
- строевые огни ОПС-57;
- контурные огни.

Внутреннее светотехническое оборудование включает в себя:

- систему красного подсвета электропульты летчиков, приборных досок и отдельных приборов;
- систему световой сигнализации;
- освещение кабин, радиоотсека и хвостовой балки.

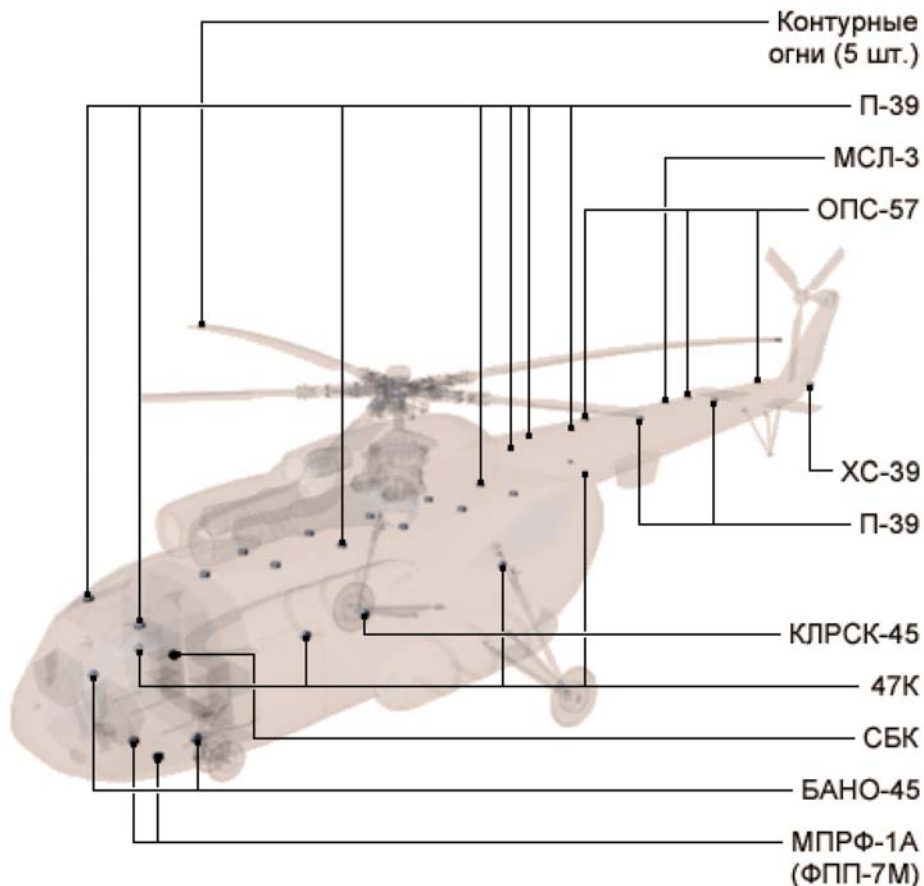


Рисунок 1.109. Светотехническое оборудование вертолета



Аэронавигационные огни БАНО-45 и ХС-39 служат для обозначения конура вертолета в воздухе при полете и на земле. Два бортовых огня БАНО-45 (красный и зеленый установлены соответственно левой и правой сторонам кабины пилотов. Бортовые огни БАНО-45 имеют лампу накаливания СМ28-22.

ПРИМЕЧАНИЕ. На вертолетах выпуска с 1981г. вместо огней БАНО-45 устанавливаются огни БАНО-64 с лампами накаливания СМЗ-28-2,8.

Хвостовой огонь ХС-39 установлен на обтекателе концевой балки, тип лампы накаливания – СМ28-15.

Цепь питания аэронавигационных огней подключена к аккумуляторной шине через автомат защиты сети АЗСГК-5 «АНО». Включение огней осуществляется переключателем ППНГ-15К «АНО. ТУСКЛО – ЯРКО», установленным на левой боковой панели электропульты пилотов. Для сигнализации условным кодом рядом с переключателем установлена кнопка 5К «КОД-АНО».

Две малогабаритные посадочно-рулежные фары МПРФ-1Л с двухнитевыми лампами СМФ-5 (ЛФСМ28-200/130) служат для освещения места посадки вертолета, а также для руления вертолета в ночное время или в условиях плохой видимости.

Фары установлены внизу в носовой части фюзеляжа.

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. На вертолетах выпуска с 1977г. вместо фары МПРФ-1А устанавливается МПРФ-1М, имеющая усиленный редуктор в механизме выпуска. Обе фары взаимозаменяемы по электрическим параметрам и посадочным местам.
2. На вертолетах вместо фар типа МПРФ устанавливаются поисково-посадочные фары ФПП-7М с лампами ЛФСМ27-450-5 (-8).

В отличие от фары МПРФ-1А фара ФПП- 7М, кроме электромеханизма выпуска и уборки, имеет электромеханизм для поворота фары относительно вертикальной оси в обе стороны. Цепи питания и управления фарами ФПП- 7М подключены к тем же автоматам защиты сети, от которых питаются фары типа МПРФ-1 А.

Цепи питания и управления фарами подключены к аккумуляторной шине через автоматы защиты АЗСГК-20 «ПОИСКОВЫЕ ФАРЫ ЛЕВАЯ - СВЕТ», «ПОИСКОВЫЕ ФАРЫ ПРАВАЯ – СВЕТ» и АЗСГК-5 «ПОИСКОВЫЕ ФАРЫ ЛЕВАЯ – УПРАВЛЕНИЕ», «ПОИСКОВЫЕ ФАРЫ ПРАВАЯ – УПРАВЛЕНИЕ».

Мощность фар МПРФ-1А: посадочной –230Вт, рулежной – 150Вт. Время уборки-выпуска –не более 10с.

Включение света фар МПРФ-1А осуществляется двумя переключателями ППНГ-15К «ФАРА ПОСАД – РУЛЕЖ», установленными в кабине пилотов на правом и левом боковых кронштейнах приборных досок. Управление выпуском и уборкой фар осуществляется с помощью двух четырехпозиционных переключателей 4КНР «ФАРА», находящихся на ручках «ШАГ-ГАЗ».

Включение света фар ФПП-7М осуществляется двумя выключателями 2ВГ-15К «ФАРА СВЕТ – УБРАНО», устанавливаемыми вместо переключателей ППНГ-15К на тех же кронштейнах приборных досок. Управление выпуском, уборкой и поворотом фар осуществляется двумя четырехпозиционными переключателями 4КНР «ФАРА», находящимися на ручках «ШАГ-ГАЗ».

Включение света фар ПРФ-4 производится двумя выключателями ВГ-15-2с. Управление выпуском и уборкой осуществляется двумя переключателями ПНГ-15К, расположенными на пультах управления фарами. В комплект фар ПРФ-4 входят лампа-фаара ЛФСМ-28-600-180и электродвигатель Д12ТФ-2с.

Проблесковый маяк (сигнальный ламповый типа МСЛ-3) предназначен для светового обозначения вертолета в ночном полете и служит для обеспечения безопасности полетов в нормальных и ухудшенных метеорологических условиях.

Маяк установлен сверху хвостовой балки по оси симметрии, между шпангоутами № 3 и 4.

Цепь питания маяка подключена к аккумуляторной шине через АЗСГК-5 «ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК». Включения маяка производится выключателем ВГ-15К-2С «ПРОБЛЕСКОВЫЙ МАЯК, установленный на левой боковой панели электропульты пилотов.

На вертолетах пассажирского варианта установлен дополнительный маяк под кабиной пилотов (между шпангоутами №4Н и №5Н).

Строевые огни ОПС-57с лампами СМ28-23 предназначены для групповых полетов ночью или в условиях плохой видимости, чтобы облегчить другим вертолетам группы, идущим сзади, задачу формирования и соблюдения строя.

Питание строевых огней обеспечивается от аккумуляторной шины через автомат защиты АЗСГК-5 «СТРОЕВЫЕ ОГНИ». Включение огней осуществляется переключателем ППНГ-15К «СТРОЕВЫЕ ОГНИ ТУСКЛО – ЯРКО», расположенным на левом электропульте пилотов.

На вертолете установлено три сигнальных огня: сверху на шпангоуте № 22 фюзеляжа и на шпангоутах № 7 и 15 хвостовой балки.

Контурные огни с лампами СЦ-88 (СМ7,5-9) служат для светового обозначения контура плоскости, сметаемой несущим винтом. Огни установлены на концах лопастей.

Питание контурных огней осуществляется от шины переменного тока 115В через предохранитель СП-5 и понижающий трансформатор ТВ-115/7,5. Огни включаются выключателем В-200К «КОНТУРНЫЕ ОГНИ», расположенным на левом щитке электропульты пилотов.

Система красного подсвета служит для освещения красным светом приборов и элементов управления, размещенных на приборных досках и электропульте пилотов. Каждый подсвет выполнен лампами СМ-37 и светильниками типа СВ и АПМ, которые также укомплектованы лампами СМ-37.

Вся система разделена на две группы с самостоятельными цепями питания от аккумуляторной шины через автоматы защиты АЗСГК-5 «КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ ГРУППА 1» и «КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ ГРУППА 2».

На вертолетах выпуска с 1972г. система красного подсвета по питанию разделена на восемь автономных групп, которые подключены к шине аккумуляторов через предохранители СП-1 (4 шт.) и СП-2 (4 шт.), установленные на щитке предохранителей с надписью «КРАСНЫЙ ПОДСВЕТ ГРУППА 1 и ГРУППА 2».



Рисунок. 1.110. Пульт управления освещением

Включение питания каждой группы и плавная регулировка яркости подсвета производится реостатами РСКС-50. Четыре реостата РСКС-50 установлены на панели красного подсвета, справа у шпангоута № 4Н, которыми включается подсвет правой приборной доски и правой половины электропульты пилотов.

Четыре реостата РСКС-50 установлены на левой боковой панели электропульты, которыми включается подсвет левой приборной доски и левой половины электропульты.

Цепи питания пультов управления систем (например, автопилота, авиагоризонта и т.д.) подключены как к первой группе, так и ко второй через переключающее реле. В случае включения обеих групп питание осуществляется от цепи первой группы. Принадлежность группы питания какого-либо пульта управления определяется местом размещения этого пульта.

Внутреннее освещение кабины пилотов (белым или красным светом) осуществляется двумя плафонами с лампами СМ-29. Кроме того, на рабочем месте правого пилота установлен светильник бело-красного типа СБК.

В грузовой кабине установлено одиннадцать плафонов П-39 с лампами СМ28-10, из которых пять плафонов (белого света) включены в цепь основного освещения и шесть плафонов (синего света) - в цепь дежурного освещения. Кроме того, по правому борту в районе шпангоута № 6 установлена кабинная лампа КЛРСК-45 для медработника. Освещение радиоотсека осуществляется тремя, а хвостовой балки – двумя плафонами П-39.

Для подключения переносной лампы на вертолете установлены четыре розетки 47К «ПЕРЕНОС ЛАМПА»: одна в кабине пилотов, на стенке правого короба аккумуляторов, две – в грузовой кабине по правому борту, на шпангоутах № 3 и 10, одна – на пульте освещения в радиоотсеке.

Переносная лампа типа ПД-10-36А находится в кабине пилотов в сумке, рядом с розеткой.

Для освещения площадки при работах у грузового люка на шпангоуте №19, над створками люка установлена фара ФР-100 с лампой СМ-21М.

Цепи питания всех ламп подключены к аккумуляторной шине. Цепи питания плафонов кабины пилотов, радиоотсека и хвостовой балки защищены автоматом АЗСГК-2 «ОСВЕЩЕНИЕ – ПЛАФОНЫ». Цепь питания основного освещения (белого света) грузовой кабины защи-

щена автоматом защиты АЗСГК-2 «ОСВЕЩЕНИЯ –ОБЩЕЕ», а цепь дежурного освещения - автоматом защиты АЗСГК-2 «ОСВЕЩЕНИЕ – ДЕЖУРНЫЙ СВЕТ». Цепи питания кабинного светильника СБК, а также лампы КЛРСК-45 и розеток 47К защищены автоматом защиты АЗСГК-5 «ПЕРЕНОСНЫЕ ЛАМПЫ». Цепь фары ФР-100 защищена автоматом защиты АЗСГК-5 «ФАРА ОСВЕЩ ГРУЗА».

Включение плафонов левого и правого пилотов осуществляется переключателями ППНГ-15К «ПЛАФОН КРАСНЫЙ–БЕЛЫЙ», расположенными соответственно на левом и правом щитках электропульты пилотов. Включение белого света в грузовой кабине осуществляется выключателем ВГ-15К-2С «ОСВЕЩЕНИЕ - ОБЩЕЕ», а синего света - выключателем ВГ-15К-2С «ОСВЕЩЕНИЕ - ДЕЖУРНОЕ», расположенными на левой боковой панели электропульты.

Кроме того, в цепи основного освещения установлен микровыключатель А802А, выключающий белый свет при открывании подвижной двери грузовой кабины.

Плафоны радиоотсека, хвостовой балки и фара ФР-100 включаются выключателями ВГ-15К-2С «РАДИООТСЕК», «ХВОСТ БАЛКА» и «ФАРА ГР ЛЮКА» на пульте освещения, установленном в радиоотсеке.

На вертолетах пассажирского варианта пассажирская кабина освещается одиннадцатью трехламповыми плафонами с лампами СМ2S-К), вмонтированными в багажные полки. В шести плафонах из этого числа по одной из ламп включены в систему дежурного освещения. Для освещения гардероба установлен один плафон П-39. Для освещения входных трапов установлены плафон с лампой СМ28-20 над проемом подвижной двери и плафон П-39 на входной двери в заднем отсеке.

Цепи питания всех ламп плафонов подключены к аккумуляторной шине: основного освещения – через АЗСГК-10 «ОСВЕЩЕНИЕ – ОБЩЕЕ», дежурного освещения – через АЗСГК-5 «ОСВЕЩЕНИЕ – ДЕЖУРНЫЙ СВЕТ», плафонов гардероба и освещения входных трапов – через АЗСГК-5 «ОСВЕЩЕНИЕ – ПЛАФОН».

Включение плафонов основного и дежурного освещения производится выключателями ВГ-15К-2С «ОСВЕЩЕНИЕ – ОБЩЕЕ» и «ОСВЕЩЕНИЕ – ДЕЖУРНОЕ» на левой боковой панели электропульты. Плафон гардероба включается выключателем ВГ-15К-20, расположенным рядом с плафоном. Плафоны освещения входных трапов

включаются от микровыключателей А802А в проемах сдвижной двери и двери заднего отсека.

Контроль за состоянием и работой систем и агрегатов вертолета, кроме контрольно-измерительных приборов, осуществляется с помощью системы внутривертолетной световой сигнализации, которая включает в себя:

- сигнализацию работы систем и агрегатов;
- систему «ДЕНЬ–НОЧЬ»;
- систему «МИГАЛКА»;
- систему проверки ламп сигнализации.

Сигнализация работы систем и агрегатов обеспечивает световую индикацию характерных значений различных параметров и режимов полета вертолета, а также работы отдельных систем и агрегатов. Для сигнализации применены следующие цвета:

- красный – для аварийных сигналов;
- желтый– для предупредительных сигналов;
- зеленый – для уведомляющих сигналов;
- белый– для уведомляющих сигналов, указывающих на полную заправку топливных баков.

Сигнализация обеспечивается световыми табло и лампами со светофильтрами.

Для того, чтобы особо важные сигналы были более заметны, они имеют проблесковый режим (систему «МИГАЛКА») с частотой 1,3...2,6Гц при включенном выключателе «МИГАЛКА» на левой панели электропульты и включенном АЗСГК-5 «ПРОВЕРКА ЛАМП. МИГАЛКА».

Система «ДЕНЬ–НОЧЬ», включенная в общую систему сигнализацию вертолета, предназначена изменения яркости горения ламп отдельных табло в зависимости от дневных или ночных условий полета. Уменьшение яркости горения табло достигается включением в цепь последовательно с лампами гасящих сопротивлений ПЭВР-10-100 при установке выключателя ВГ-15К «ДЕНЬ-НОЧЬ» на левой панели электропульты в положение «НОЧЬ» (при включенном АЗСГК-5 «ПРОВЕРКА ЛАМП.МИГАЛКА»).

При оперативном техническом обслуживании вертолета проверяется исправность АНО, БАНО, маяков.

При периодическом техническом обслуживании вертолета проверяется исправность всех фар, ламп внутреннего и внешнего освеще-

ния, сигнализации, а также подсвета приборных досок, пополняется ЗИП запасными лампами и предохранителями.

Система проверки ламп сигнализации обеспечивает возможность контроля исправности цепей питания сигнальных ламп, а также исправности самих ламп. Проверка осуществляется с помощью выключателя ВГ-15К «ПРОВЕРКА ЛАМП», установленного на средней панели электропульты (при включенном АЗСГК-5 «ПРОВЕРКА ЛАМП.МИГАЛКА»)

## 1.22. Стеклоочистители

Два передних электрообогреваемых стекла кабины пилотов для удаления с них водяных брызг и снега оборудованы авиационными стеклоочистителями АС-2Т. Щетка стеклоочистителя приводится в движение с помощью электромеханизма ЭПК-2Т-60.

Электромеханизм ЭПК-2Т-60 состоит из электродвигателя Д-70Т и редуктора, конструктивно выполненных как одно целое. Электродвигатель Д-70 – закрытого типа, серийный, без вентиляции, двухполюсный, прикреплен к редуктору на шпильках. Редуктор механизма состоит из двух ступеней планетарной передачи, одной зубчатой пары конических колес с круговыми зубьями и кривошипно-коромыслового механизма преобразования вращательного движения кривошипного вала в колебательное движение выходного вала. Остановка выходного вала в одном из крайних положений (правом или левом) осуществляется прерывателем, встроенным в механизм. Контакты прерывателя замыкают цепь динамического торможения электродвигателя при установке переключателя в положение «СБРОС».



Рисунок 1.111. Привод стеклоочистителя

- Электромеханизм ЭПК-2Т-60 может работать в четырех режимах:
- пусковой режим (работа механизма допускается не более 5 мин);
  - первая рабочая скорость (64...90 двойных ходов в мин);
  - вторая рабочая скорость (38...60 двойных ходов в мин);
  - возврат щетки в начальное положение.

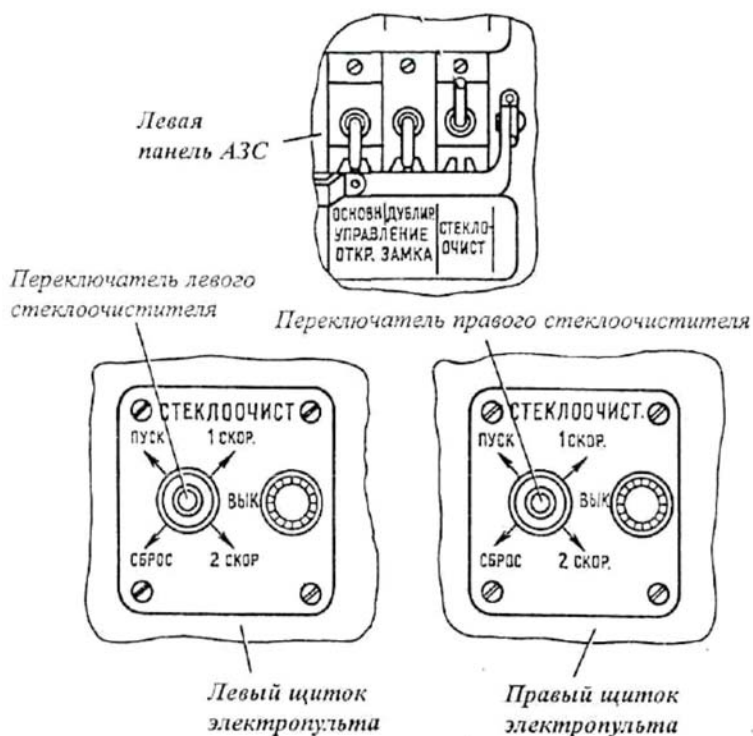


Рисунок 1.112. Управление стеклоочистителями

Цепи питания электромеханизмов ЭПК-2Т-60 подключены к аккумуляторной шине через автомат защиты сети АЗСГК-10 «СТЕКЛООЧИСТИТЕЛИ».

Управление режимами работы каждого электромеханизма ЭПК-2Т-60 осуществляется с помощью переключателя «СТЕКЛООЧИСТИТЕЛЬ». Переключатель для левого стеклоочистителя установлен на левом щитке электропультa летчиков, а для правого – на правой боковой панели электропультa.

**ПРИМЕЧАНИЕ.** На вертолетах выпуска до 1970г. установлены стеклоочистители АС-2В, на вертолетах последующих выпусков – стеклоочистители-электромеханизмы ЭПК-2Т-60. На вертолетах выпуска с 1977г. для защиты электромеханизма ЭПК-2Т-60 от попадания влаги на его выходной вал снаружи устанавливается резиновое кольцо, заполненное смазкой ОКБ-122-7. Кольцо прижимается к каркасу фонаря кабины пластиной.



При выполнении профилактических сезонных работ необходимо отвернуть винты крепления прижимной пластины и проверить наличие смазки. При необходимости смазку дополнить.

При периодическом техническом обслуживании вертолета проверяется работа стеклоочистителей во всех режимах работы.

### **1.23. Обогрев пвд, аккумуляторов и часов**

Приемники воздушного давления оборудованы электрическим обогревом. Цепи питания обогревательных элементов подключены к аккумуляторной шине через автоматы защиты АЗСГК-5 «ОБОГРЕВ ЛЕВОГО ПВД» и «ОБОГРЕВ ПРАВОГО ПВД». Включение обогрева ПВД осуществляется двумя выключателями ВГ-15К-2С «ОБОГРЕВ ПВД». Контроль исправности системы обогрева осуществляется световым табло «ОБОГРЕВ ПВД ИСПРАВЕН» от кнопки микровыключателя А802В «КОНТРОЛЬ ОБОГРЕВА ПВД». Выключатели обогрева, табло и кнопки установлены на левом и правом щитках электропульты.

Цепи питания электрического обогрева аккумуляторных батарей подключены к аккумуляторной шине через АЗСГК-15 «ОБОГРЕВ АККУМУЛЯТОРОВ» и выключатель ВГ-15К-2С «ОБОГРЕВ АККУМУЛЯТОРОВ» на левом щитке электропульты рядом с выключателем обогрева ПВД.

Обогревом снабжены также часы АЧС-1 в кабине пилотов. Цепь питания обогрева часов подключена к аккумуляторной шине через АЗСГК-2 «ОБОГРЕВ ЧАСОВ». Включение обогрева производится выключателем ВГ-15К-2С «ОБОГРЕВ ЧАСОВ», расположенным на правом щитке электропульты рядом с выключателем обогрева ПВД.

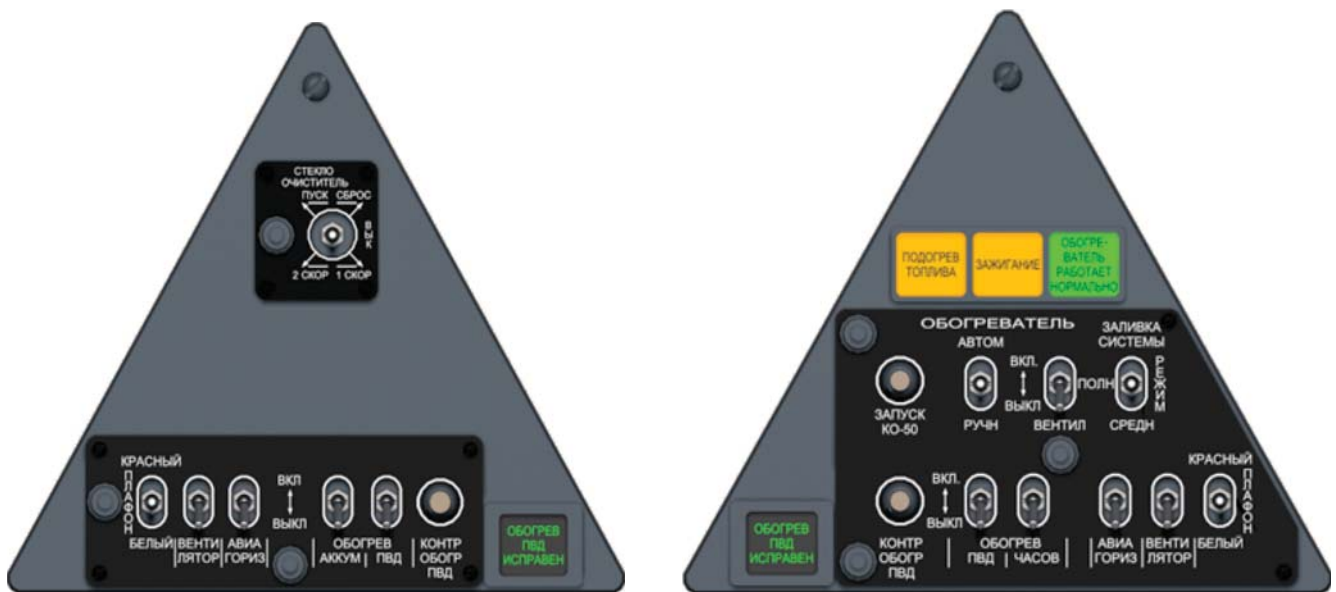


Рисунок 1.113. Левый и правый щитки электропульты

При периодическом техническом обслуживании вертолета проверяется работоспособность обогрева ПВД, часов и аккумуляторов.

### 1.24. Тросовое устройство транспортировки грузов

Для транспортировки крупногабаритных грузов под фюзеляжем вертолета используется тросовое устройство грузоподъемностью 3000кгс.

В комплект подвески входят четыре силовых стропа (по 4м), замок ДГ-64М, узлы крепления силовых строп, ограждение подвески, удлинители, трос для подтягивания строп.

Основными силовыми элементами подвески являются четыре силовых стропа диаметром 13,5мм. Вверху они крепятся к узлам, установленным на верхних силовых балках шпангоутов №7 и 10. В нижней части четыре стропы соединяются с узлом шарнирного крепления замка ДГ-64М.

В походном положении наружная подвеска подтягивается к потолку кабины замком ДГ-64М и тросом крепится к специальному кронштейну.

Для определения массы груза подвеска оборудуется весоизмерительным устройством с манометром.

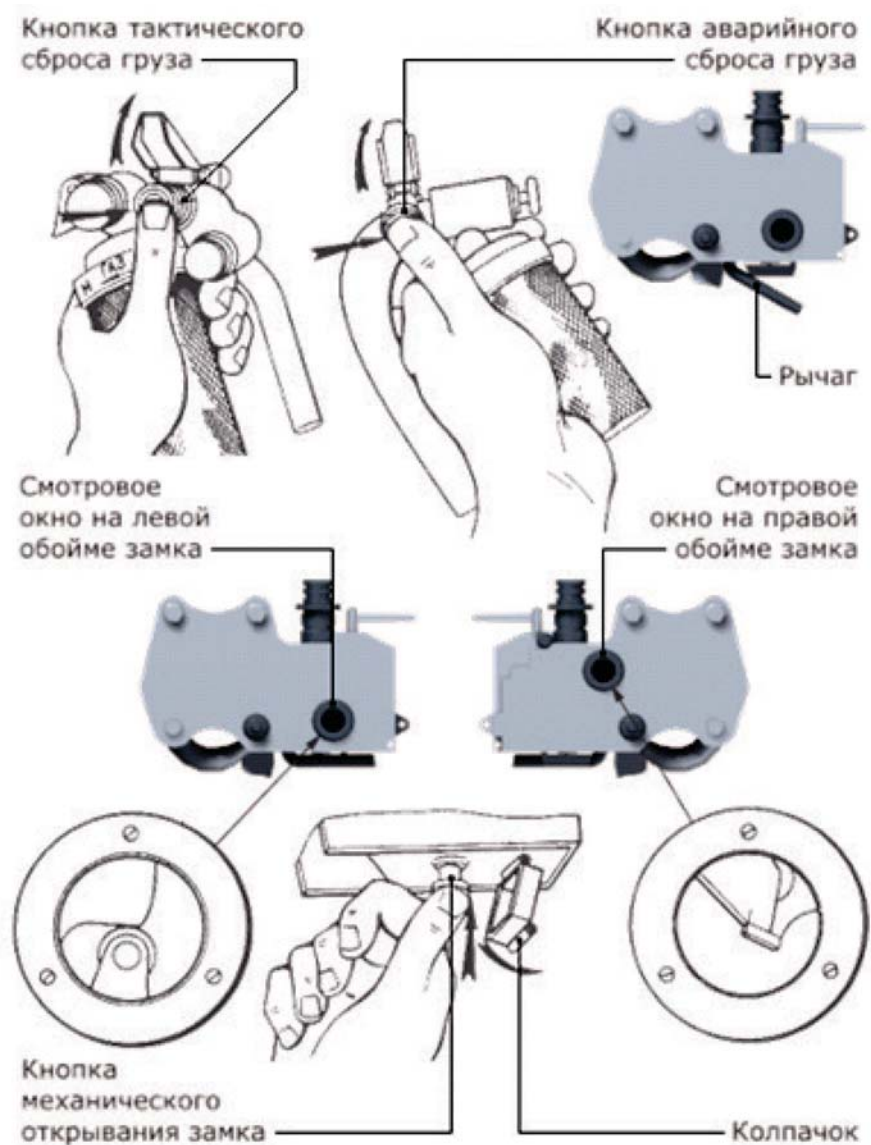


Рисунок 1.114. Открытие замка ДГ-64М

Замок ДГ-64М предназначен для подвески и отцепки груза на земле, а также для сбрасывания его в полете. В корпусе замка размещаются: рычажный механизм подвески груза, электромагнитный спусковой механизм, механизм ручного открывания замка, микровыключатели сигнализации и автоматического сбрасывания груза.

Закрывание замка производится вручную поворотом несущего рычага до упора.

Открывание замка может производиться следующим образом:

- при нажатии кнопки тактического сброса на левой ручке «ШАГ-ГАЗ»;
- при нажатии кнопки аварийного сброса на левой ручке «ШАГ-ГАЗ»;

- при нажатии кнопки механического открывания на корпусе замка;
- при ручном открывании с помощью ручки замка, предварительно выдернув шпильку.

При открытом состоянии замка в кабине пилотов горит зеленое сигнальное табло «ЗАМОК ОТКРЫТ».

Бортовая лебедка ЛПГ-150М служит для погрузки в кабину вертолета грузов или подъема на борт людей как на земле, так и на режиме висения.

Бортовая стрела с закрепленной на ней лебедкой расположена снаружи фюзеляжа, у верхнего переднего угла проема сдвижной двери грузовой кабины. Бортовая стрела состоит из кронштейна, консоли, корпуса с роликом, обтекателя с основанием, рычага, сектора, демпфера, пружинной тяги, ручки; деталей крепления и двух микровыключателей.

Электролебедка работает в комплекте с коробкой управления КУЛ-150 и пультом управления ПУЛ-1А.

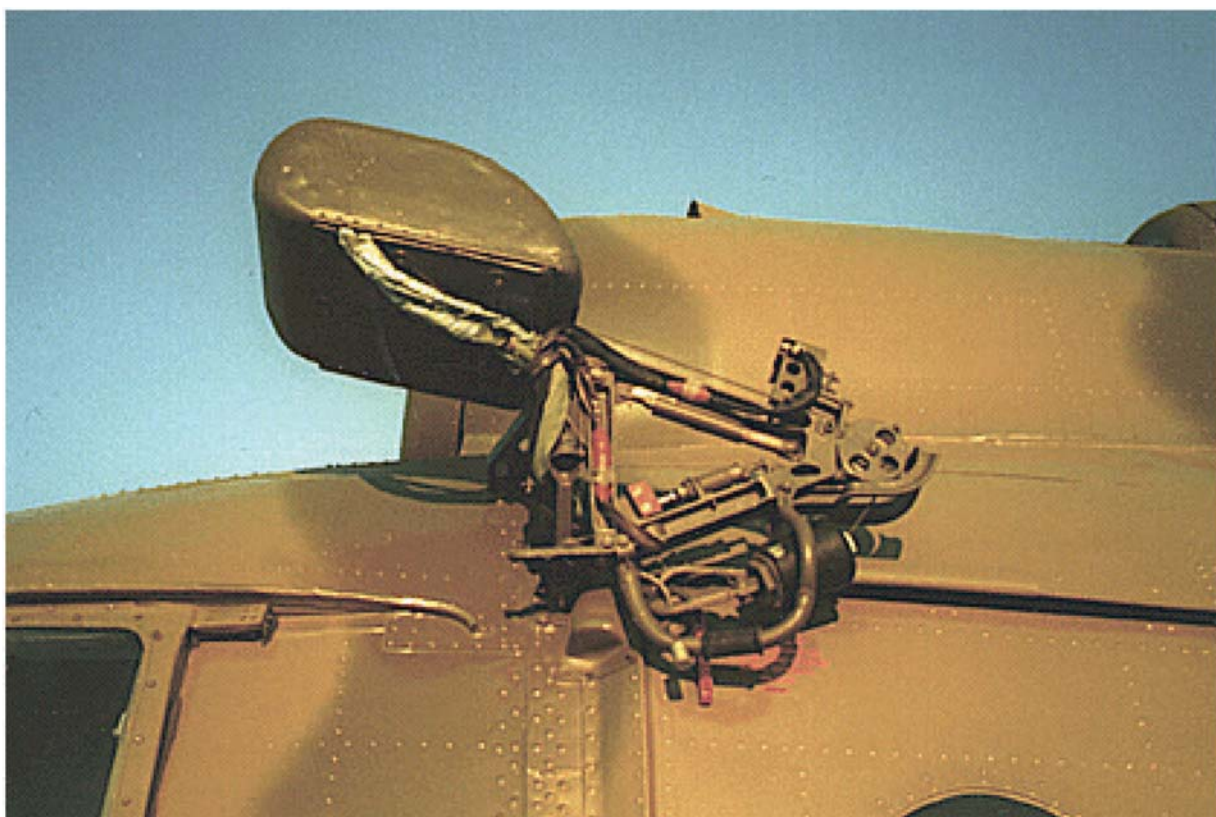


Рисунок 1.115. Походное положение лебедки

## **Контрольные вопросы по электрическим системам**

Назначение ГС-18МО

Назначение РН-180

Назначение ВС-25

Назначение ДМР-600Т

Назначение КВР-1

Назначение АЗП-8М

Назначение ТС-9АМ

Какие аккумуляторы установлены на МИ-8Т

Сколько аккумуляторов на МИ-8Т

Назначение аккумуляторов

Назначение СГО-30У

Какими приборами контролируется электропитание постоянного тока

Как контролируется электропитание от аккумуляторов

Какими приборами контролируется электропитание переменного тока 200В

Какими приборами контролируется электропитание переменного тока 115В

Какими приборами контролируется электропитание переменного однофазного тока 36В

Какими приборами контролируется электропитание переменного трехфазного тока 36В

Как сигнализируется отказ всех аккумуляторов

Какой величиной тока нагрузки контролируется аккумулятор после установки на вертолет

Назначение ТС/1-2

Назначение Тр-115/36

Назначение ТН-115/7,5

Назначение АТ-8-3

Назначение ШРАП-500К

Назначение РН-600

Назначение ВС-35

Назначение ВС-25Б

Назначение КПр-9

Назначение АЗП-1

Назначение КОЧ –1А

Назначение ПМК-21

Назначение ПО-750А

Назначение ПТ-500Ц

Назначение АПД-

Назначение ПСГ-15

Назначение СКНА-22-2Т

Назначение СП18У

Какая группа аккумуляторов разряжается больше при запуске авиадвигателей

При какой частоте вращения Т/К двигателя производится проверка напряжения ГС-18

Как сигнализируется отказ генератора ГС-18 в полете

Назначение ЭЦН-40

Назначение ЭЦН-75

Назначение ЭЦН-91

Назначение Агр-463

Назначение ССП-ФК

Назначение ДПС

Назначение БИ-2

Назначение ОС-2М

Назначение Агр. 781100

Назначение КО-50

Чем обогреваются стекла фонаря кабины пилотов

От какой шины питается запасной преобразователь ПТ-500Ц

От какой шины питается основной преобразователь ПТ-500Ц

От какой шины питается обмотка возбуждения СГО-30

От какого генератора питается шина двойного питания при нормальном режиме работы генераторов

От какой шины питается ПО-750А

Чем обогреваются воздушные винты

Чем обогреваются воздухозаборники двигателей

Чем обогреваются ПВД-6

Каким образом срабатывает сигнализация обледенения вертолета

Как включается противообледенительная система вертолета

Когда выключается противообледенительная система вертолета

Как включается обогрев ПВД-6

Когда выключается обогрев ПВД-6

Как контролируется работа противообледенительной системы воздушных винтов

Чем контролируется наличие топлива в баках

Как контролируется противопожарная система

Как производится перекачка топлива  
Как производится подкачка топлива  
Как производится контроль работы топливных насосов  
Как контролируется исправность нагревательных элементов ПВД-6  
Кто переключает питание ДИМ-ов  
В каких пределах может изменяться напряжение питания 27В  
Как контролируются аккумуляторы на самолете  
В каких пределах может изменяться напряжение питания 115В  
В каких пределах может изменяться напряжение питания 36В  
Что питается от сети однофазного тока 36В  
Что питается от сети переменного тока 115В  
Что питается от сети трехфазного тока 36В  
Что питается от сети переменного тока 200В  
Каким напряжением питается ХС-39  
Как обеспечивается стабильность напряжения и частоты генератора переменного тока  
Где установлен генератор постоянного тока  
Где установлен генератор переменного тока  
Где установлен ПТ-500Ц  
Где установлен ПО-750  
Где установлены РН-180  
Где установлен аккумулятор №2  
Какое напряжение используется для питания контурных огней вертолета  
Как контролируется параллельная работа генераторов постоянного тока

## РАЗДЕЛ 2. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т И ЕГО ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

### 2.1. Общие сведения

Вертолет Ми-8Т оборудован полным комплектом пилотажно-навигационных приборов, приборов контроля работы двигателей, трансмиссии, систем вертолета, позволяющих выполнять пилотирование и решать задачи навигации при полете вертолета днем, ночью и в сложных метеорологических условиях.

К приборному оборудованию вертолета предъявляются следующие требования: высокая надежность и точность работы в течение установленного ресурсом срока; высокая механическая, электрическая, термическая стойкость; минимальная масса и габариты; удобство эксплуатации; минимальное время готовности к работе; отсутствие помех на работу бортового радиооборудования и других систем вертолета.



Рисунок 2.1. Приборные доски кабины пилотов





Рисунок 2.2. Левая приборная доска КВС

На левой приборной доске расположены следующие приборы: указатель радиовысотомера РВ-3 или(А-037), высотомер ВД-10К, указатель курсовой системы и радиокompаса УГР-4УК, указатель доплеровского измерителя ДИВ-1, указатель шага винта УШВ-1, указатель оборотов несущего винта ИТЭ-1, указатель скорости УС-450К, авиагоризонт АГБ-3К, вариометр ВР-10МК, двухстрелочный указатель тахометра двигателей ИТЭ-2, указатель поворота ЭУП-53, измеритель температуры газов двигателей ИТГ-1, указатель радиокompаса АРК У-2, указатель топливомера БСУП-2.



Рисунок 2.3. Правая приборная доска второго пилота

На правой приборной доске расположены следующие приборы:  
 высотомер ВД-10К,  
 указатель курсовой системы и радиокompаса УГР-4УК,  
 указатель скорости УС-450К,  
 авиагоризонт АГБ-3К,  
 вариометр ВР-10МК,  
 указатель тахометра ИТЭ-1,  
 часы АЧС-1,  
 указатель УИЗ-6,  
 указатель тахометра ИТЭ-2,  
 указатель термометра ТУЭ-48,  
 два трехстрелочных указателя давления и температуры УИЗ-3, указатель топливомера БЭ-09К,  
 указатель ТВ-1 из комплекта ТВ – 19 термометра воздуха в грузовой кабине.

## 2.2. Пилотажно-навигационные приборы

К группе ПНП относятся приборы, позволяющие определять и контролировать положение вертолета относительно земли и осуществлять навигацию. Навигационно-пилотажные приборы и радиооборудование

во всех модификациях вертолёта позволяют совершать полёты в любое время суток в простых и в сложных метеоусловиях.

На вертолете МИ-8 имеется группа anerоидно-мембранных приборов, в следующем составе - барометрический высотомер ВД-10К, Указатель скорости УС-450К, вариометр ВР-10-3, которые питаются от приемников воздушных давлений.

### 2.2.1. Приемник воздушного давления ПВД-6М

Приемники воздушного давления ПВД-6М предназначены для восприятия в полете статического давления воздуха, окружающего вертолет, а также полного давления встречного потока воздуха, образующегося при движении вертолета. Для восприятия полного давления воздуха в приемнике ПВД-6 используется полное торможение встречного потока воздуха у торца наконечника приемника. При этом энергия движения воздуха преобразуется в избыточное динамическое давление, характеризующее скорость встречного потока воздуха и, следовательно, скорость вертолета. Для питания anerоидно-мембранной системы служат два приемника воздушных давлений ПВД-6м. Приемники ПВД-6М смонтированы на специальных штангах и установлены на обшивке в передней части фюзеляжа, между шпангоутами № 1-2 по одному на левом и правом бортах вертолета.



Рисунок 2. 4. Внешний вид приемника ПВД-6М, подготовленного для установки на вертолет

Приемник ПВД-6М воспринимает полное и статическое давление воздуха, окружающего вертолет, а система трубопроводов и дюритов подводит давления к anerоидно-мембранным приборам. На вертолете установлены два ПВД-6М в носовой части фюзеляжа слева и справа. От левого ПВД питаются приборы АМП левой доски, а от правого –

правой доски. Статическое давление подводится к ВД-10, ВР-10, УС-450, ВР-10, а полное давление – только к УС-450. К правому ПВД подключен корректор скорости КЗСП, датчик высоты ДВ-15М и датчик скорости ДАС. Для предохранения ПВД от обледенения применяется электрообогрев приемников постоянным током. Слева от левой приборной доски имеется кран переключения статики ПВД. Он имеет три положения: «Левый ПВД», «Правый ПВД», «Объединенная». Схема питания АМП приведена на рис.2.5.

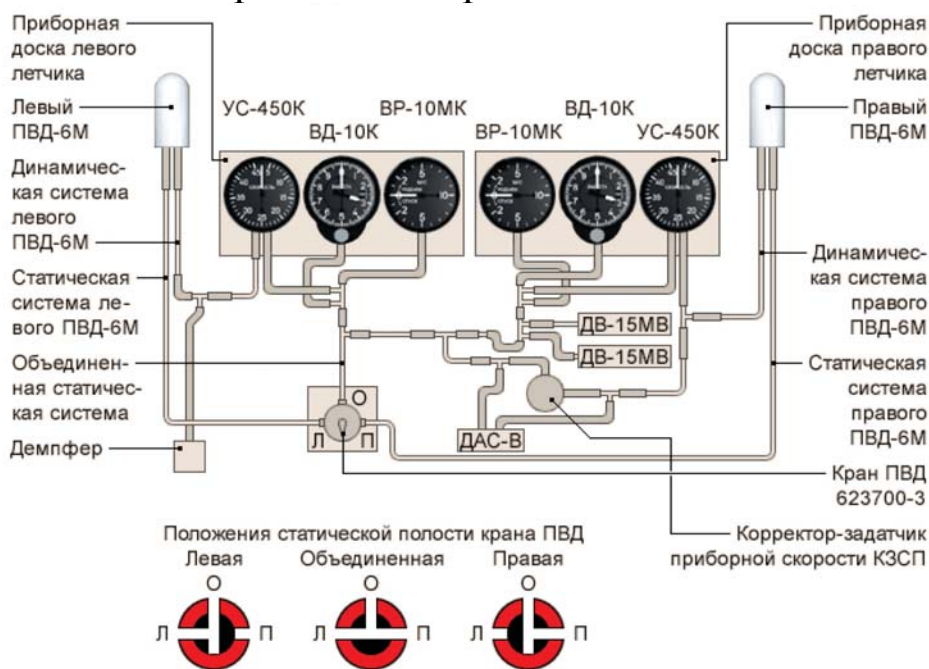


Рисунок 2.5. Питание анероидно-мембранных приборов

## Проверка ПВД-6М

Для проверки необходимо снять чехлы с ПВД и внешним осмотром убедиться в его исправности, затем проверить исправность электрообогрева, для чего на правой панели АЗС включить 2 АЗС «Обогрев ПВД» (левый, правый), затем на левом и правом электрощитках верхнего электропульты включить выключатели «Обогрев ПВД» и нажать на кнопку «Контроль обогрева ПВД». При исправных обогревах загорается зеленое табло «Обогрев ПВД исправен». **ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** На земле включение обогрева разрешается на время не более чем 1 мин (во избежание перегорания нагревательного элемента и закупорки приемника окалиной от перегрева приемника). Рабочее положение переключателя статики должно быть в положении «Объединенная».

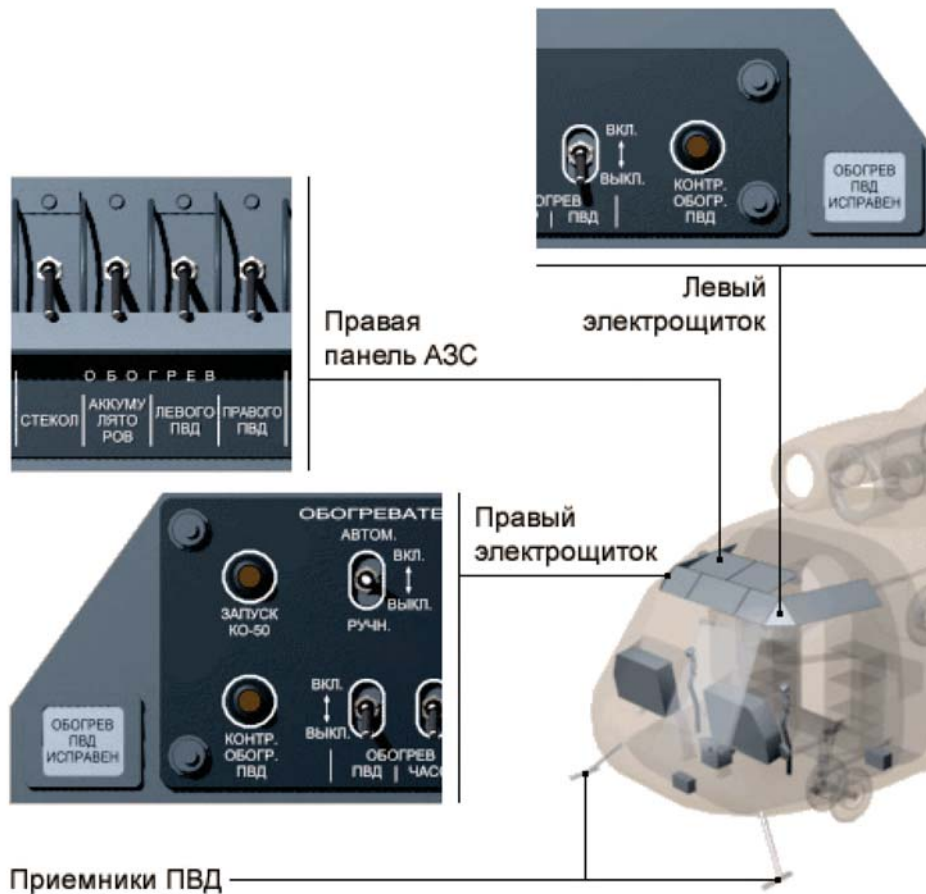
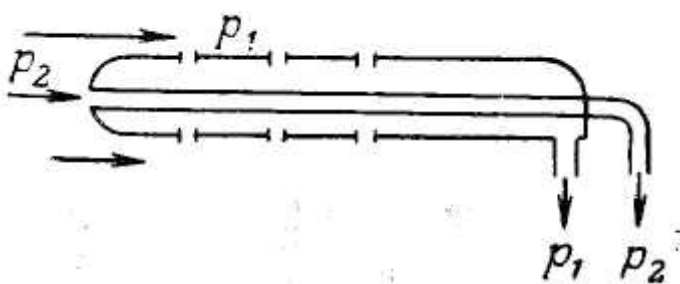


Рисунок 2.6. Включение и контроль исправности обогрева ПВД

Приемник ПВД-6М (рис. 2. 4), представляет собой трубку с приемным отверстием на входе, воспринимающим полный скоростной напор воздуха.

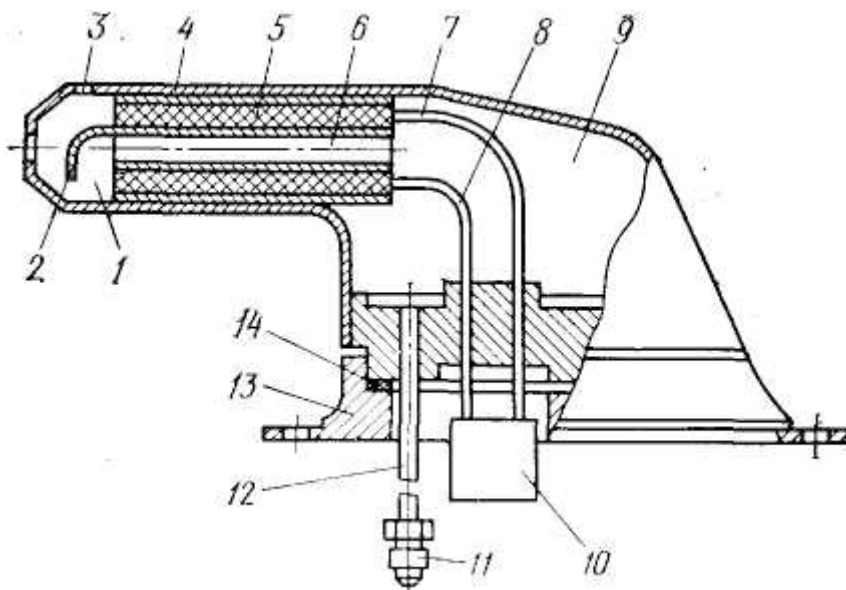


$P_1$ –статического давление,  $P_2$ –полное давление.

Рисунок 2.7. Принципиальная схема отбора полного и статического давлений

Статическое давление воздуха, окружающего вертолет, отбирается с помощью трех отдельных групп статических отверстий, расположенных на цилиндрической части приемника, работающих независимо друг от друга.

Приемник полного давления выполняется в виде трубки, направленной открытым концом навстречу воздушному потоку (рис. 2.8)



1 – камера; 2 – козырек; 3 – дренажное отверстие; 4 – корпус; 5 – обогревательный элемент; 6 – трубка; 7, 8 – соединительные провода; 9 – камера; 10 – штепсельный разъем; 11 – штуцер, 12 – трубопровод; 13 – фланец; 14 – прокладка

Рисунок 2.8. Приемник давления

Приемники обеспечивают подачу статического давления в камеры указателей скорости УС-450К, высотомеров ВД-10К и вариометров ВР-10МК, расположенных на левой и правой приборных досках, датчиков высоты ДВ-15М и ДВК, измерительного комплекса давления ИКД, датчиков скорости ДАС и КЗСП, а также обеспечивают подачу динамического давления в камеры указателей скорости, датчика скорости ДАС, корректора - задатчика приборной скорости КЗСП. Приемники давлений установлены в носовой части фюзеляжа снизу слева и справа.

На левом борту кабины пилотов расположен кран переключения статического давления ПВД, показанного на рисунке 2.9. Рукоятка крана имеет три положения: О - объединенная; Л - левая; П - правая.

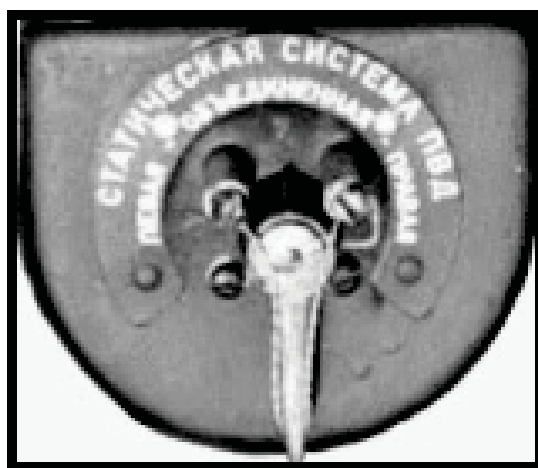


Рис. 2.9. Кран переключения давления ПВД

При постановке рукоятки крана на отметку "О" статическое давление поступает как от левого, так и от правого ПВД-6М, а при постановке рукоятки на отметку "П" или "Л" статическое давление соответственно поступает только от правого или левого ПВД. Левый ПВД-6М обеспечивает полным давлением только УС-450К, установленный на левой приборной доске, а правый ПВД-6М обеспечивает полным давлением УС-450К второго пилота, установленный на правой приборной доске, а также датчики приборной скорости ДАС и КЗСП.

Для предотвращения обледенения приемника ПВД-6М внутри передней части корпуса расположен электрообогреватель, представляющий собой нихромовую обогревательную проволоку. Питается обогревательный элемент постоянным током напряжением бортсети 27 В и потребляет ток, равный 5,5-6,5 А. Во избежание нарушения целостности покрытий корпуса приемника и перегорания электрообогревательного элемента на земле его можно включать на время не более 1 мин.

Обогревательные элементы приемников подключаются под ток выключателями ОБОГРЕВ ПВД ЛЕВ. ПРАВ., расположенными на правом боковом электропульте, показанном на рисунке 2.10

Контроль исправности обогрева ПВД осуществляется кнопками КОНТР. ОБОГРЕВ. ПВД и загоранию ламп табло "ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН". При нажатии на эти кнопки должны загораться табло ОБОГРЕВ ИСПРАВЕН. Кнопки и табло расположены на левом и правом щитках электропульта см. рис. 2.10.

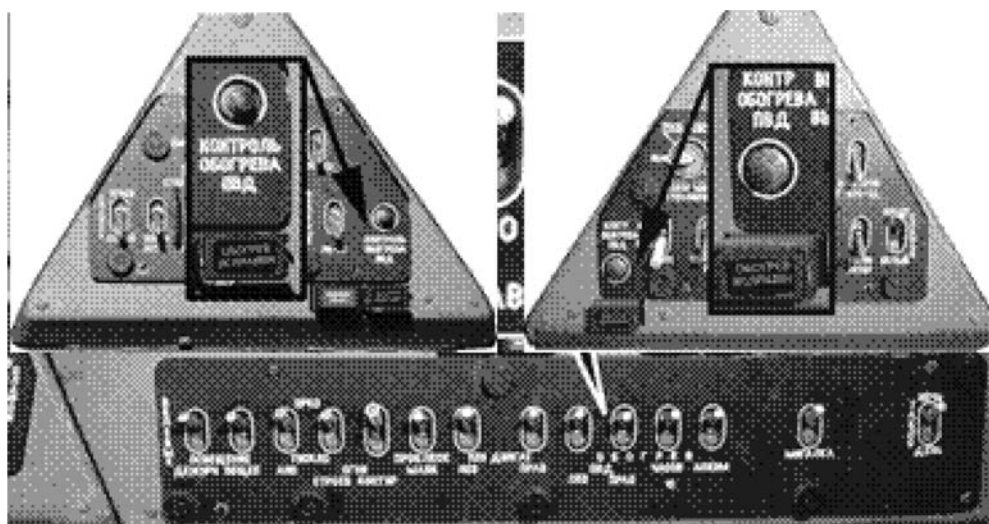


Рисунок 2.10. Щитки электропульты включения обогрева ПВД и проверки исправности обогрева ПВД

## Особенности эксплуатации систем ПВД

Для обеспечения безотказной работы пилотажно-навигационных приборов в период эксплуатации необходимо следить, чтобы пыль, грязь, влага не попадали через отверстия приемников давлений в трубопроводы статического и динамического давления. Для этого после окончания полетов на приемники воздушного давления надеваются специальные чехлы с красными флажками.

### 2.2.2. Измерение высоты полета

Различают следующие высоты: абсолютную, относительную и истинную.

Абсолютная высота (Набс) это расстояние по вертикали от уровня моря до ВС, относительная высота (Нотн) это расстояние по вертикали от уровня места взлета (или посадки) до ВС, истинная высота (Нист) это расстояние по вертикали от пролетаемой местности до воздушного судна (ВС) (см.рис. 2.11).



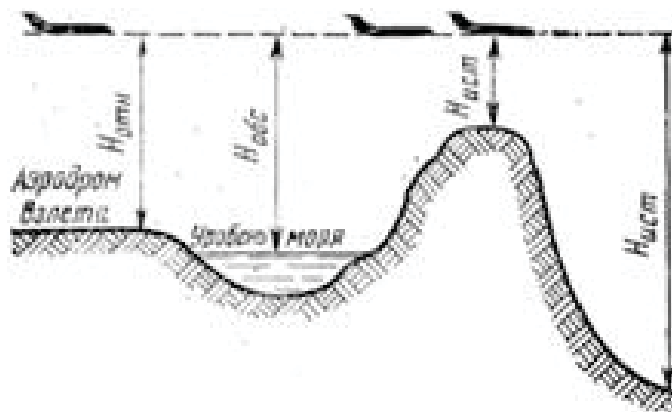


Рисунок 2.11. Классификация высот

Существует связь между высотой над уровнем моря и атмосферным давлением. Она характеризуется стандартной атмосферой (СА) — условным законом изменения давления, температуры, плотности и других параметров атмосферы с изменением высоты.

высота полета на взлете, в наборе высоты, на эшелоне и снижении измеряется барометрическими высотомерами, на посадке - радио высотомерами.

Величина атмосферного давления определяется весом столба воздуха, приходящегося на единицу площади земной поверхности, и измеряется высотой столба ртути или воды, уравновешивающего это давление. Согласно стандартной атмосфере, на уровне моря такое давление считают равным 760 мм рт. ст. (101,3 кПа). С поднятием на высоту давление падает неравномерно, но пропорционально высоте полета ВС. Таким образом, высоту полета можно определить по атмосферному давлению окружающего ВС воздуха.

### 2.2.3. Принцип действия барометрического высотомера

Наиболее простым методом измерения высоты полета является барометрический метод измерения высоты полета с помощью обычного барометра, шкала которого проградуирована не в единицах давления а в единицах высоты в метрах или футах.

Принцип барометрического метода измерения высоты полета основан на закономерности уменьшении барометрического давления с увеличением высоты полета. Изменение высоты на 11 метров дает изменение барометрического давления на 1 мм ртутного столба, причем остальные параметры атмосферы считаются неизменными и стандартными. Например, принято считать, что до высоты 80 км параметры

атмосферы Земли соответствуют средним стандартным значениям условного вертикального распределения температуры, давления и плотности воздуха в атмосфере и соответствуют Международной стандартной атмосфере (МСА), принятой международной организацией по стандартизации.. Для МСА даны следующие стандартные условия: давление воздуха на среднем уровне моря при температуре 15°C равно 1013 мб (101,3 кН/м<sup>2</sup> или 760 мм рт. ст., или 1013гПа), температура уменьшается по вертикали на 6,5°C с увеличением высоты на 1 км до уровня 11 км - (условная высота начала тропопаузы), где температура становится равной -56,5 °С и почти перестаёт меняться. Выборочные параметры стандартной атмосферы Земли даны в таблице 2.1.

Таблица 2.1. Параметры стандартной атмосферы Земли

Высота, Н, м	Температура, Т, К	Скорость звука, а, м/с	Давление, Р, Па	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Кинематическая вязкость, м <sup>2</sup> /с
-2000	301,2	347,9	127783	1,4782	1,2525·10 <sup>-5</sup>
-1500	297,9	346,0	120696	1,4114	1,3009·10 <sup>-5</sup>
-1000	294,7	344,1	113931	1,3470	1,3516·10 <sup>-5</sup>
-500	291,4	342,2	107478	1,2849	1,4048·10 <sup>-5</sup>
0	288,2	340,3	101330	1,225	1,46·10 <sup>-5</sup>
500	284,9	338,4	95464	1,1673	1,52·10 <sup>-5</sup>
1000	281,7	336,4	89877	1,1117	1,58·10 <sup>-5</sup>
1500	278,4	334,5	84559	1,0581	1,65·10 <sup>-5</sup>

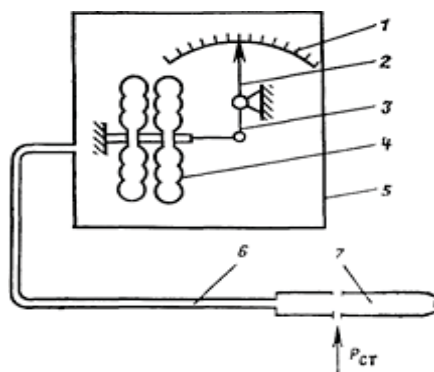


Рисунок 2.12. Принцип работы высотомера ВД 10К.

1-шкала, 2-стрелка, 3-передаточный механизм, 4 - анероидные коробки, 5 - корпус прибора, 6-трубопровод статического давления, 7- камера статического давления.

Принцип действия барометрического высотомера основан на измерении статического давления с помощью анероидных коробок, и использования зависимости прогиба анероидных коробок от изменения барометрического давления с высотой полета, измеряя статиче-

ское давление легко определить высоту. Барометрические высотомеры на самом деле измеряют не высоту, а атмосферное статическое давление

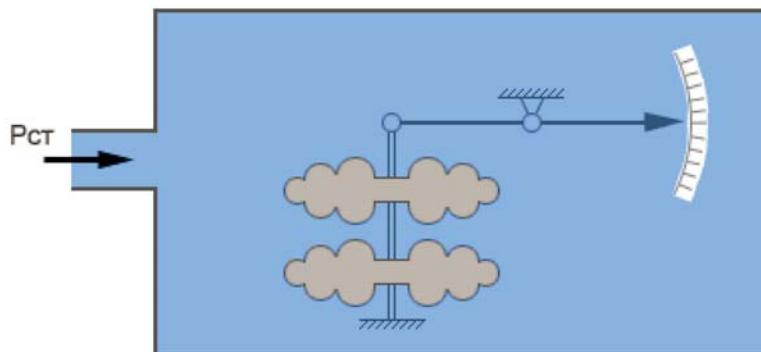


Рисунок 2.13. К принципу действия высотомера ВД-10

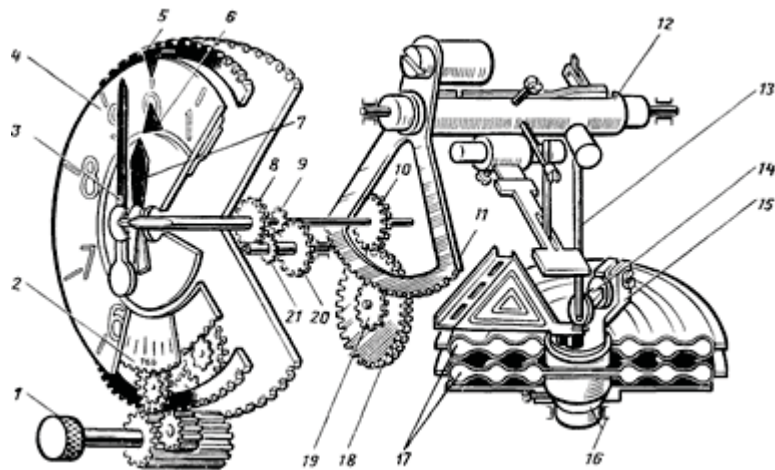
Принцип действия высотомера ВД-10 (рис. 2.13) основан на измерении статического (атмосферного) давления, которое закономерно изменяется с изменением высоты полета вертолета. Чувствительным элементом высотомера служит блок анероидных коробок, помещенный в герметический корпус, полость которого соединена со статической системой приемника воздушных давлений ПВД-6М. Остаточное давление воздуха в анероидных коробках 0,15-0,2мм рт. ст. В герметичный корпус высотомера со статической камеры ПВД подводится статическое давление. С поднятием на высоту давление в корпусе прибора уменьшается, что вызывает деформацию анероидных коробок. Через передающий механизм ход анероидных коробок передается на стрелки прибора.

#### **2.2.4. Конструкция барометрического механического высотомера ВД-10К**

Барометрический механический двухстрелочный высотомер ВД-10К предназначен для измерения высоты полета вертолета относительно той поверхности, атмосферное давление которой установлено на барометрической шкале прибора (место взлета, посадки, уровень моря или другого пункта).

Высотомер представляет собой прибор, показанный на рисунках 2.14, 2.15, состоящий из корпуса внутри которого помещен блок из двух анероидных коробок. Корпус сообщается через штуцер со стати-

ческой камерой приемника воздушных давлений. С подъемом на высоту атмосферное давление уменьшается. Это приводит к расширению anerоидных коробок. Их движение передается с помощью передаточного механизма стрелкам, которые показывают по шкале высоту полета.



1 - кремальера 2-шкала барометрических давлений 3, 7-стрелки, 4-шкала высот, 5, 6 - подвижные индексы, 8 9 10 18 19 20 21 - шестерни передачи, 11 - сектор 12 - ось сектора, 13-тяга, 14-биметаллический валик, 15 - подвижный центр с кронштейном, 16-жесткий центр, 17 - anerоидные коробки.

Рисунок 2.14. Конструкция высотомера ВД-10К

Анероидные коробки и передаточный механизм смонтированы на поворотном основании, которое вращается в корпусе прибора при помощи кремальеры и переводит большую и малую стрелки высотомера. Стрелки связаны друг с другом при помощи зубчатой передачи с передаточным отношением 10 : 1. Одновременно при вращении кремальеры вращаются шкала барометрического давления со шторкой и два треугольных индекса. Индексы указывают высоту, соответствующую изменению барометрического давления относительно давления 760 мм рт. ст. и перемещаются в направлении, противоположном движению стрелок. Внешний индекс показывает высоту в метрах, а внутренний - в километрах. Отсчет высоты производится при помощи двух стрелок разной длины и одной шкалы, см. рис. . 2.14.

Малая стрелка указывает тысячи метров высоты полета, а большая - десятки и сотни метров.

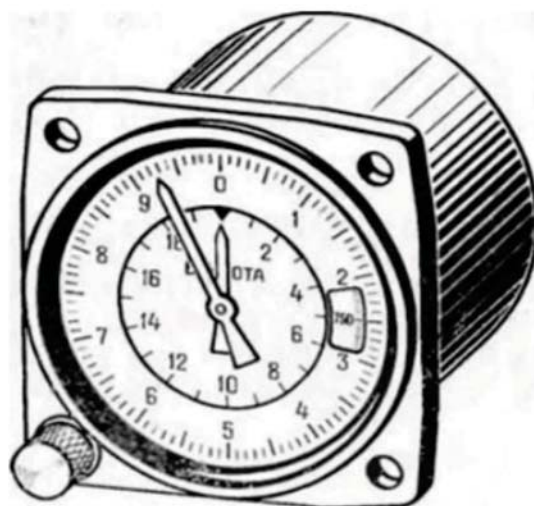


Рисунок 2.15. Общий вид высотомера ВД-10К

Шкала высоты высотомера ВД-10 отградуирована от 0 до 10000м, оцифровка- через каждые 1000м. Цена деления для малой стрелки 100м, для большой - 10м. Прибор имеет барометрическую шкалу в пределах от 670 до 790ммрт ст. оцифровка шкалы давления произведена через каждые 5мм рт. ст., цена деления 1мм рт. ст.

На лицевой части прибора имеется ручка кремальеры, которая служит для установки стрелок на «0» на земле, а также для внесения поправки на давление воздуха в районе аэродрома посадки.



Рисунок 2.16. Установка высотомеров ВД-10К на приборных досках вертолета

## Градуировка барометрических высотомеров

Для градуировки большинства барометрических высотомеров принята следующая формула изменения статического давления, применимая для высот менее 11000м:

$$p_c = p_0 \left[ 1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{\frac{1}{R\gamma}}, \quad (2.1)$$

где:  $p_c$  — изменение статического давления при полете;  $p_0 = 760$  мм рт. ст. — статическое давление у поверхности Земли на уровне моря;  $T_0 = 273,16 + 15 = 288,15$  °К — абсолютная температура у Земли на уровне моря по Кельвину;  $\tau H = 6,5$  град/м — температурный градиент высоты по Кельвину на высотах до 11 км;  $R\gamma = 29,27$  м/град — газовая постоянная сухого воздуха.

Отсюда статическое давление на высоте полета

$$p_H = p_0 \left[ 1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{\frac{1}{R\gamma}} \quad (2.2)$$

Барометрический высотомер имеет инструментальные и методические ошибки измерения высоты, которые необходимо учитывать в процессе эксплуатации прибора.

Инструментальные ошибки возникают из-за несовершенства обработки деталей прибора, неточности сборки, регулировки, качества материалов, из которых изготовлены детали прибора, износа деталей в процессе эксплуатации.

Для компенсации инструментальных ошибок прибора, возникающих из-за несбалансированности механизма при наклоне прибора, в высотомере установлен пружинный балансир.

Методические ошибки высотомера ВД-10 возникают из-за несовершенства метода измерения, который положен в основу принципа работы барометрического прибора. Высотомер имеет три вида методических ошибок: 1). ошибка из-за изменения атмосферного давления у Земли, которое принято считать постоянным, а фактически оно меняется в зависимости от метеоусловий; 2). ошибка, вызванная изменением барического рельефа. из-за изменения давления от рельефа местности и связанная с ней погрешность — принято считать, что изменение рельефа не влияет на измерение давления, а фактически рельеф местности влияет на изменение барометрического давления, он дает

изменение распределения стандартного давления и температуры воздуха. 3. Температурная ошибка; принято считать, что температура на уровне моря у Земли — постоянной, а фактически она меняется в зависимости от метеоусловий, кроме того меняется в зависимости от метеоусловий распределение температуры на высотах полета, поэтому этот высотомер не является точным прибором, он не имеет поправку на температуру окружающей среды; 3) Ошибка из-за изменения барометрического давления в плоскости горизонта. В один и тот же момент в различных точках барометрическое давление различно. Если вертолет будет лететь по изобаре - линии равных давлений, то прибор будет показывать одну и ту же высоту, а на самом деле высота полета будет меняться. Для учета этой ошибки необходимо перед отсчетом высоты установить на барометрической шкале высотомера фактическое давление у земли в пункте пролета. Эту величину можно определить по карте погоды или путем запроса по радио.

Температурная погрешность частично устраняется при помощи биметаллических компенсаторов на заводе - изготовителе прибора.

Инструментальные ошибки определяются при проверке высотомера в лабораторных условиях на специальном высокоточном

оборудовании: . высокоточный измеритель давления для создания и контроля, задаваемого при проверке давления (разрежения); проверочная установка высотомерного оборудования УВВ-1 , измеритель воздушных давлений высокоточный - ИВД из состава установки УКАМП или аппаратуры АП-СВС-2; генератор давлений высокоточный - ГД; измеритель давлений цифровой - ИДЦ; барометр рабочий сетевой - БРС-1М-3; манометр цифровой прецизионный - МЦП-2; секундомер.

Высотомер проверяют на контрольных точках эшелонов, уменьшая давление, а затем увеличивая давление, и по ним составляют таблицу допустимых инструментальных погрешностей, складывая полученные значения погрешностей при уменьшении и увеличении давления, и деля эти погрешности пополам, а при установке высотомера на ВС составляется таблица поправок, взятая из таблицы погрешностей с обратным знаком, прибавляя аэродинамические погрешности типа ВС к значениям инструментальных погрешностей и округляя

суммарные значения до целых величин. Таблицу погрешностей высотомера вклеивают в паспорт высотомера, а таблицу поправок - вкладывают в специальное место члена экипажа на ВС. Лабораторная проверка обеспечивает контроль высотомерного оборудования, находящегося в эксплуатации, при всех минимумах, в любой системе вертикального эшелонирования. Допустимые погрешности прибора от инструментальных ошибок заносятся в специальную таблицу поправок показаний высотомера по эшелонам полета, на которой указывается номер высотомера. На вертолете составленные поправочные таблицы вкладывают в специальные кассеты, установленные на левой боковой панели электропульты для высотомера командира вертолета на крышке щитка предохранителей на правом борту кабины пилотов - для высотомера второго пилота вертолета. График поправок показаний высотомера устанавливается справа в нижней части центральной панели приборной доски (см. рис. 2.1).

Инструментальные ошибки возникают в результате запаздывания показаний высотомера вследствие гистерезиса блока anerоидных коробок, трения в передаточном механизме, неточности градуировки шкалы.

Барометрический метод измерения высоты предполагает, что каждой высоте всегда соответствует своя температура, которая при подъеме равномерно уменьшается на  $6,5^{\circ}$  на каждые 1000м высоты. В действительности температура воздуха меняется неравномерно. Зимой температурный градиент доходит до  $4^{\circ}\text{C}$ , а летом — до  $8^{\circ}\text{C}$ . Изменение температуры у земли приводит к перераспределению давления по высотам, что вызывает неправильные показания высотомера. Даже если давление у земли остается неизменным, на высоте оно будет меняться. При повышении температуры у земли более плотные слои воздуха поднимаются вверх и показания занижаются. При понижении температуры у земли более плотные слои воздуха опускаются вниз и высотомер будет завышать показания. Пример зависимости показаний барометрического высотомера от изменения температуры воздуха показан на рисунке 2.17. Температурная ошибка учитывается по навигационной линейке путем введения поправки на температуру. График инструментальных ошибок высотомера ВД-10К в зависимости от температуры воздуха показан на рис. 2.17.



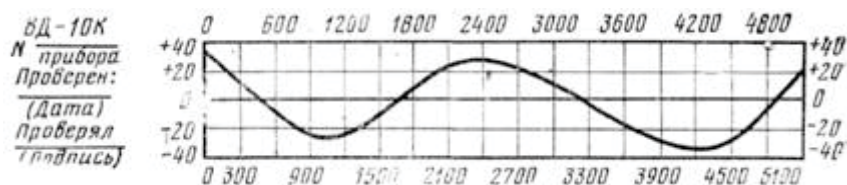


Рисунок 2.17. График инструментальных ошибок высотомера ВД-10К

Погрешности, вызванные изменением топографического рельефа местности. Чтобы знать истинную высоту полета, нужно определить превышение или понижение рельефа пролетаемой местности относительно аэродрома взлета. Превышение или понижение рельефа местности относительно уровня моря обозначены на навигационных картах. При определении истинной высоты необходимо из показания высотомера вычесть превышение или прибавить понижение местности, над которой пролетает вертолет.

### Проверка высотомера ВД-10 на вертолете

При проверке внешним осмотром убедиться в надежном креплении прибора на необходимо приборной доске, целости стекла, окраске шкалы и стрелок. Проверить наличие в кабине пилотов таблиц поправок показаний каждого высотомера. Путем вращения работу кремальеры давления барометрического высотомера проверить плавность хода стрелок прибора. Кремальера должна вращаться свободно без заеданий, а стрелки должны перемещаться плавно, без рывков и колебаний. Проверить регулировку прибора, для чего по шкале барометрического давления установить давление 760мм. рт. ст. При этом подвижные треугольные индексы на шкале прибора должны установиться против «0» шкалы. Допустимое отклонение внешнего индекса может составлять не более  $\pm 10$ м. от «0» деления шкалы, при большем отклонении индекса прибор подлежит замене.

Установить стрелки прибора на «0», при этом барометрическая шкала высотомера должна показывать давление на аэродроме, приведенное к месту стоянки вертолета, необходимо его сверить с давлением на уровне ВПП, полученным от метеостанции (диспетчера). Допустимое расхождение показаний шкалы барометрического давления с атмосферным давлением, на уровне ВПП, приведенным к месту стоянки вертолета может составлять не более  $\pm 1,5$ мм рт. ст. при температуре воздуха от  $+ 15^{\circ}\text{C}$  до  $+ 35^{\circ}\text{C}$ , и не более  $\pm 2$ мм рт. ст. а при дру-

гих температурах; при большем расхождении этих показаний прибор считается неисправным и подлежит замене. Производить согласование барометрической шкалы высотомера непосредственно на вертолете не допускается, а выполняется только в приборной лаборатории АиРЭО АТБ.

Расчет и тарировка прибора выполнены для условий стандартной атмосферы: давление 760мм рт. ст., температура +15°C. В реальных условиях расчетные данные не совпадают с действительными значениями давления и температуры, что вызывает ошибки в показаниях прибора.

Таблица.2.2. соответствие эшелонов полета и статического барометрического давления при вертикальном эшелонировании в условиях RVSM через 1000 футов или 300 метров.

Высота эшелона, м	Барометрическое давление, мм рт.ст.	Высота эшелона, м	Барометрическое давление, мм рт.ст.
		3900	468,40
0	760,0	4200	450,42
300	733,36	4500	433,00
600	707,47	4800	416,13
900	682,33	5100	399,80
1200	657,92	5400	383,99
1500	634,22	5700	368,69
1800	611,22	6000	353,89
2100	588,90	6600	325,73
2400	567,24	7200	299,41
2700	546,23	7800	274,84
3000	525,86	8600	251,64
3300	506,10	9100	230,18
3600	486,96	10000	198,29

## Работа с высотомером ВД-10К

Перед полетом осматривают прибор и убеждаются в его исправности. Стрелки прибора при помощи кремальеры устанавливают на нуль. При этом давление на шкале барометрического давления должно совпадать с давлением на аэродроме в точке приземления, приведенном к месту стоянки ВС на аэродроме. Максимально допустимое отклонение давления не должно превышать  $\pm 1,5$  мм рт. ст. При расхождении давления более чем на  $\pm 1,5$  мм рт. ст. прибор подлежит снятию с борта и проверке в лаборатории АиРЭО. Отворачивать гайку кремальеры и согласовывать барометрическую шкалу непосредственно на вертолете не разрешается ни авиатехнику, ни пилоту. Для определения истинной высоты необходимо учитывать методические и инструментальные ошибки. Для этого при подходе к аэродрому посадки запрашивают по радио данные о погоде и с помощью кремальеры вводят поправку в показания прибора, установив на барометрической шкале давление аэродрома. При посадке на высокогорном или низменном аэродроме, где давление выходит за пределы 670-790 мм рт. ст., необходимо запросить высоту данного аэродрома относительно уровня моря, с помощью кремальеры установить треугольные индексы на эту высоту. Стрелки высотомеров покажут высоту относительно уровня моря. В момент посадки стрелки приборов покажут нуль. Если поставить треугольные индексы высотомеров на высоту аэродрома взлета, то в момент посадки стрелки высотомера покажут превышение высоты аэродрома посадки над высотой аэродрома взлета.

Чехлы и заглушки с приемников воздушных давлений целесообразно снимать на вертолете непосредственно перед взлетом. Чехлы и заглушки должны снабжаться красными вымпелами и блокироваться связкой с другими заглушками, подлежащими снятию перед запуском двигателей.

## 2.2.4. Барометрические датчики высоты

Для автоматического ввода в бортовые системы вертолета, сигналов, пропорциональных барометрической высоте полета, используются потенциметрические барометрические датчики высоты типа ДВбп-15, а в автопилоте - корректор высоты КВ-11. ДВбп-15 представляют собой упрощенную конструкцию барометрического высотомера типа ВД, в котором имеются одна шкала и одна стрелка. С осью стрелки связана щетка потенциометра. С изменением высоты полета щетка перемещается по потенциометру и напряжение, снимаемое с него, пропорционально высоте полета.

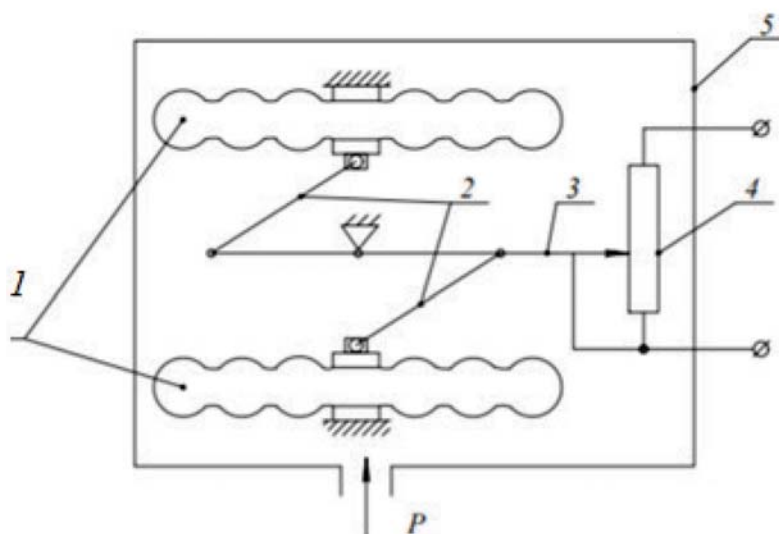


Рисунок 2.18. Барометрический датчик высоты потенциметрического типа  
1 - aneroidные коробки; 2 - кривошипно-шатунная передача; 3 – щётка потенциометра; 4 – потенциометр; 5 - герметичный корпус.

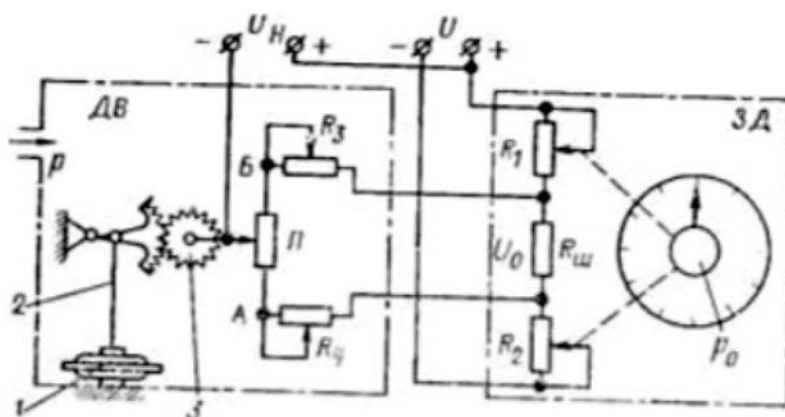


Рисунок 2.19. Принципиальная схема датчика высоты  
1 - блок aneroidных коробок; 2 - передаточно-множительный механизм; 3 – щетка

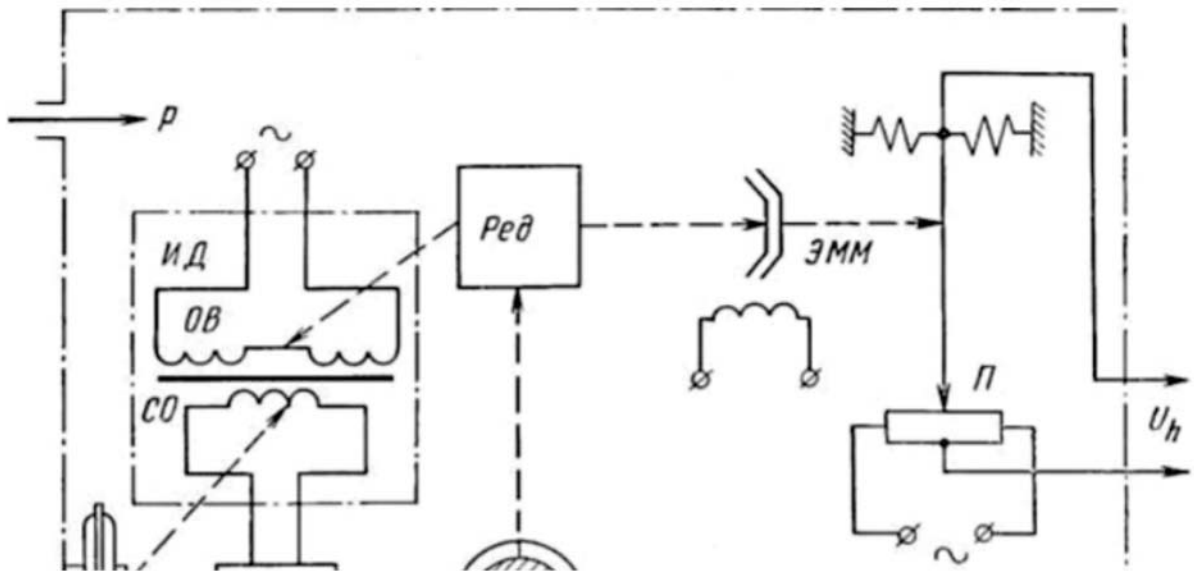


Рисунок 2.20. Упрощенная схема корректора высоты КВ-11

Чувствительным элементом корректора высоты является блок анероидных коробок, помещенный в герметичный корпус. Внутренняя полость корпуса сообщается с системой статического давления вертолета. При изменении высоты полета перемещается свободный центр анероидных коробок. Это перемещение передается на сигнальную обмотку СО индукционного датчика ИД. В сигнальной обмотке возникает напряжение, величина которого пропорциональна перемещению, а фаза зависит от направления перемещения. Напряжение рассогласования с сигнальной обмотки поступает на усилитель, а затем на управляющую обмотку электродвигателя Д. Электродвигатель ДИД-05 через редуктор перемещает обмотку возбуждения ОВ в такое положение, при котором сигнальная обмотка оказывается в среднем положении по отношению к обмотке возбуждения. При этом напряжение сигнальной обмотки становится равным нулю. Так работает корректор высоты, когда электромагнитная муфта ЭММ обесточена. В этом случае щетка потенциометра П удерживается пружинами в среднем положении и напряжение с него не снимается.

### 2.2.5. Аэродинамическое измерение скорости полета или аэротрихический метод измерения скорости полета

При полете летательных аппаратов принято различать следующие виды скоростей:  $V_{ист}$  - истинную воздушную скорость - скорость движения ЛА относительно воздушной среды;  $V_{инд}$  - индикаторную ско-

рость, характеризуемую величиной скоростного напора воздуха;  $V_{пр}$  - приборную скорость, показываемую прибором в зависимости от скоростного напора (приборная скорость отличается от индикаторной скорости на величину методической и инструментальной погрешностей прибора);  $V_{п}$  - путевую скорость движения ЛА относительно поверхности земли;  $V_{в}$  - вертикальную скорость движения ЛА (вертикальную скорость - скорость изменения высоты полета).

Следует различать истинную, приборную и путевую скорости. Истинной скоростью называется скорость полета относительно воздушной среды. Приборной скоростью называется скорость, которую указывает прибор. Путевой скоростью называется скорость полета ВС относительно земной поверхности.

Скорость движения ЛА относительно воздуха называется воздушной скоростью или истинной воздушной скоростью  $V$ . Истинная воздушная скорость - это скорость, приведенная к нормальной плотности воздуха  $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$ ,

$V_{инд}$  - индикаторная (приборная) скорость.

Наиболее распространенным методом измерения воздушной скорости полета является аэродинамический метод, основанный на замере давления встречного потока воздуха - скоростного напора. Величина скоростного напора определяется скоростью движения тела и плотностью воздуха:

Аэродинамический метод измерения воздушной скорости полета основан на измерении скоростного (динамического) напора воздуха, функционально связанного со скоростью полета; Аэродинамический метод измерения воздушной скорости полета основан на замере давления встречного потока воздуха, равного разности полного и статического давления атмосферы на высоте полета. Скоростной напор определяет аэродинамические характеристики ВС (подъемную силу, лобовое сопротивление), поэтому приборные скорости используются в основном при пилотировании. Существующая в аэронавигации истинная воздушная скорость функционально связана с приборной скоростью, однако ее значение зависит также от давления и температуры воздуха. С подъемом на высоту давление атмосферы понижается, что приводит к росту истинной скорости полета.

Для горизонтальной струи воздуха, охватывающего приемник воздушного зависимость между давлением, плотностью и скоростью набегающего и заторможенного потоков определяется уравнением Бернулли  $v_1^2$

$$\frac{V_1^2}{2g} + \frac{p_1}{\gamma_1} + e_1 = \frac{V_2^2}{2g} + \frac{p_2}{\gamma_2} + e_2, \quad (2.3)$$

где  $e_1$  и  $p_1, \gamma_1, V_1$  — давление,  $e_1$  — весовая плотность,  $V_1$  — скорость и  $e_1$  — внутренняя (тепловая) энергия набегающего и соответственно  $p_2, \gamma_2, V_2$  — аналогичные параметры заторможенного 2 потока воздуха.

При скорости  $V_{ист} < 400$  км/ч воздух практически не сжимается, и его удельный вес  $\gamma$ , а также внутреннюю энергию  $e$  можно считать неизменными, и зависимость между скоростью, давлением и плотностью воздуха определяется скоростным напором. Тогда данное уравнение 2.3 упрощается:

$$\frac{V_1^2}{2g} = \frac{p_{п}}{\gamma_{н}} - \frac{p_{ст}}{\gamma_{н}} \quad (2.4)$$

Разность  $p_{п} - p_{ст} = p_{д}$  называется динамическим давлением или скоростным напором  $q$ . Выразим удельный вес воздуха  $\gamma_{н}$  на высоте  $H$  через массовую плотность  $\rho_{н}$  и ускорение свободного падения  $g$ :  $\gamma_{н} = \rho_{н} \cdot g$ , получаем выражение скоростного напора

$$q = \rho_{н} \frac{V^2}{2} \quad (2.5)$$

отсюда видно, что скоростной напор зависит от плотности воздуха и квадрата скорости полета.

При полном торможении воздушного потока ( $V_2 = 0$ ) выражение (2.3) принимает вид:

$$\frac{V_1^2}{2g} = \frac{p_{п}}{\gamma_{н}} - \frac{p_{ст}}{\gamma_{н}} \quad (2.6)$$

При малых скоростях полета ( $V < 400$  км/ч) воздух можно считать несжимаемым. Полагая  $\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma$  и  $V_1 = V$ , получаем

$$\Delta p = p_{п} - p_{ст} = \frac{\gamma_{н}}{2g} \cdot V^2 \quad (2.7)$$

Величина  $\Delta p$  называется динамическим давлением или давлением скоростного напора, а давление  $p_{п}$  — полным. Оно равно сумме давлений в набегающем потоке воздуха: динамического давления  $p_{д}$  и статического давления  $p_{ст}$ .

Решая уравнение 2.7. относительно скорости, получаем уравнение скорости:

$$V = \sqrt{\frac{2gq}{\gamma_{н}}} \quad (2.8)$$

Из уравнения (2.7) следует, что для измерения скорости полета  $V$  необходимо определить разность давлений  $\Delta p = p_{п} - p_{ст}$  и извлечь квадратный корень из этой величины, т.е. получаем:

$$V = \sqrt{\frac{2gq}{\gamma_H}} \text{ или } V = \sqrt{\frac{2q}{\rho_H}} \quad (2.9)$$

Выразим удельный вес воздуха  $\gamma_H$  через массовую плотность  $\rho_H$  и ускорение свободного падения  $g$ :

$$\gamma_H = \rho_H g \quad (2.10)$$

и уравнение (2.8) упрощается к виду:

$$V = \sqrt{\frac{2q}{\rho_H}} \quad (2.11)$$

Динамическое давление определяется следующим соотношением

$$P_{дин} = \rho \frac{V^2}{2}, \quad (2.12).$$

$$\text{Отсюда } V = \sqrt{\frac{2P_{дин}}{\rho}} \quad (2.13)$$

Принцип действия аэрометрических измерителей приборной скорости основан на измерение динамического (скоростного) напора полностью заторможенного потока воздуха

Между приборной скоростью  $V_{пр}$  и истинной скоростью  $V_{ист}$  существует следующая зависимость:

$$V_{ист} = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = V_{пр} \sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_H T_0}} \quad (2.14)$$

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

$$V_{ист.} = V_{пр} \frac{\sqrt{2P_{дин}}}{P_{ст}} T_{нв} \quad (2.15)$$

## Принцип работы указателя скорости УС-450

Принцип работы указателя скорости УС-450 основан на аэродинамическом методе измерения скорости путем замера разности между динамическим и статическим давлениями встречного потока воздуха, действующего на прибор при движении вертолета и представлен на рис. 2.21. Чувствительным элементом прибора является манометр



метрическая коробка, которая связана трубопроводом со статической камерой ПВД. В герметичный корпус прибора подается полное давление от ПВД. При изменении скоростного напора манометрическая коробка деформируется и через верхний подвижный центр передаточного механизма ход коробки передается на стрелку указателя скорости УС-450.

Лицевая часть прибора приведена на рис. 2. 22

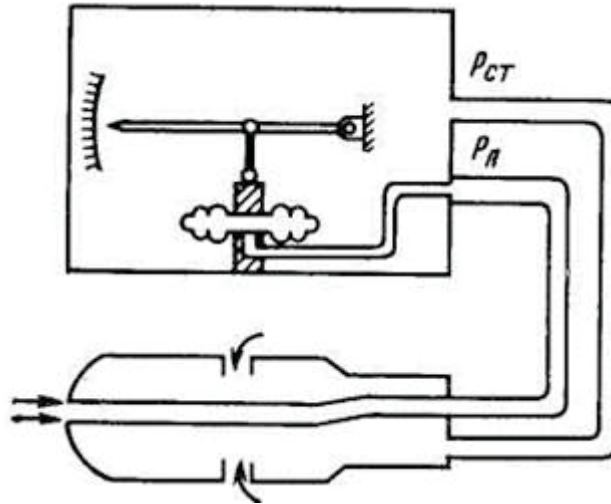


Рисунок 2.21. Принцип работы УС-450

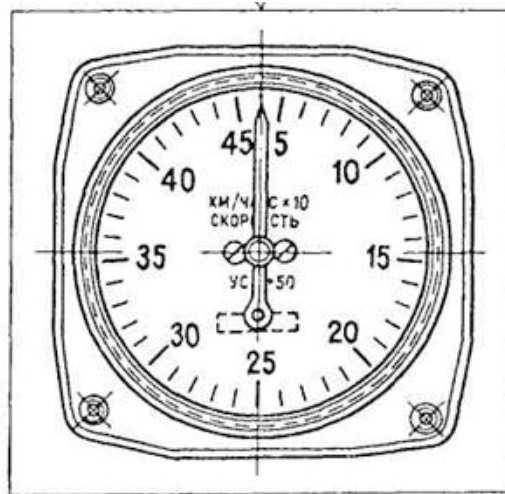


Рисунок 2.22. Лицевая часть указателя скорости УС-450

Указатель скорости УС-450 осуществляет измерение и показание воздушной скорости вертолета относительно окружающей воздушной среды.

### 2.2.6. Конструкция и работа указателя скорости УС-450К

Механический указатель скорости УС-450К (рис. 2.23) измеряет и показывает поступательную воздушную скорость вертолета отно-

сительно окружающей воздушной среды. в направлении полета «вперед» и представлен на рис. 2.23.



Рисунок 2.23. Установка указателей скорости УС-450К на приборных досках кабины пилотов вертолета

Принцип работы указателя скорости основан на измерение разности между динамическим и статическим давлениями встречного потока воздуха, действующего на ПВД.

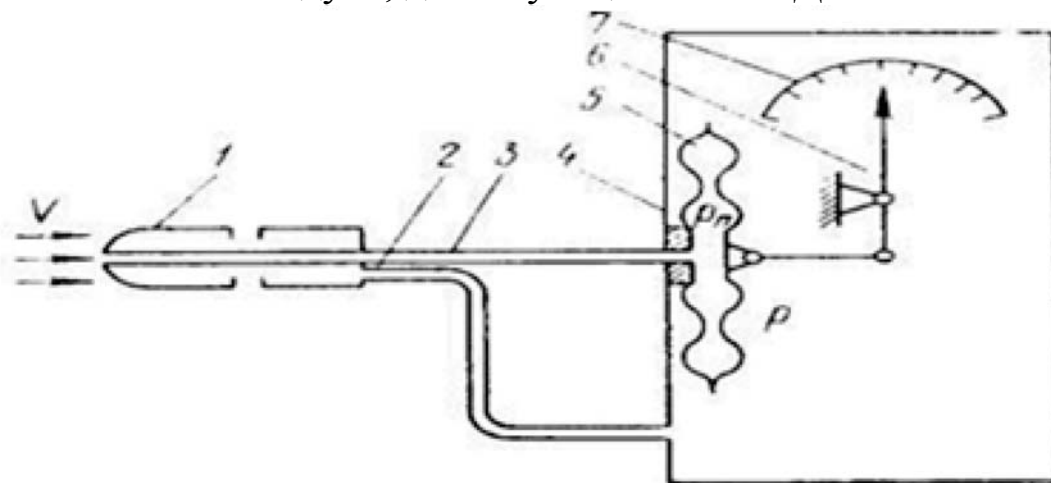


Рисунок 2.24. Принципиальная схема указателя скорости.

- где: 1- приемник воздушных давлений;  
 2- трубопровод статического давления;  
 3 - трубопровод полного давления;  
 4 - корпус прибора;  
 5 - манометрическая коробка;  
 6 - стрелка прибора;  
 7 - шкала прибора

На рис. 2. 24 представлена принципиальная схема указателя скорости. Разность давлений измеряется следующим образом: в герметичный корпус 4 прибора подается статическое давление  $p_{ст}$  от приемника воздушных давлений 1 по трубопроводу 2, а внутрь манометрической коробки 5 — полное давление  $p_n$  от ПВД по трубопроводу 3. Чувствительным элементом прибора является манометрическая коробка, которая трубопроводом связана со статической камерой ПВД

Работа прибора основана на измерение отношения динамического напора к статическому давлению см. формулу (2.13) и приведена на рис. 2.27.

Величина динамического давления является функцией скорости полета и определяется формулой 2.13.

$$p_D = \bar{p} \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.13)$$

При движении вертолета меняется скоростной напор и соответственно показания прибора. Работа прибора пояснена рис.2.27.

$$p_D = \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.14)$$

Отсюда

$$V = \frac{\sqrt{2P_{дин}}}{\rho} \quad (2.15)$$

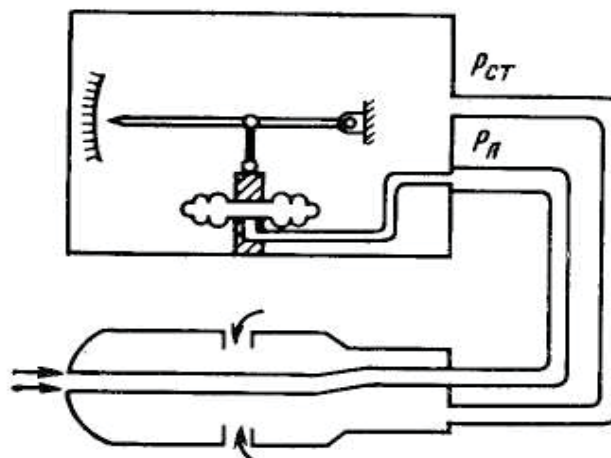


Рисунок 2.25. Работа УС-450

## Датчики динамического давления

Датчики динамического давления применяются в автопилоте и бортовом регистраторе режимов полета

Работа датчиков динамического давления основана на зависимостях (2.15 и 2.16), схема датчиков приведена на рис. 2.26.

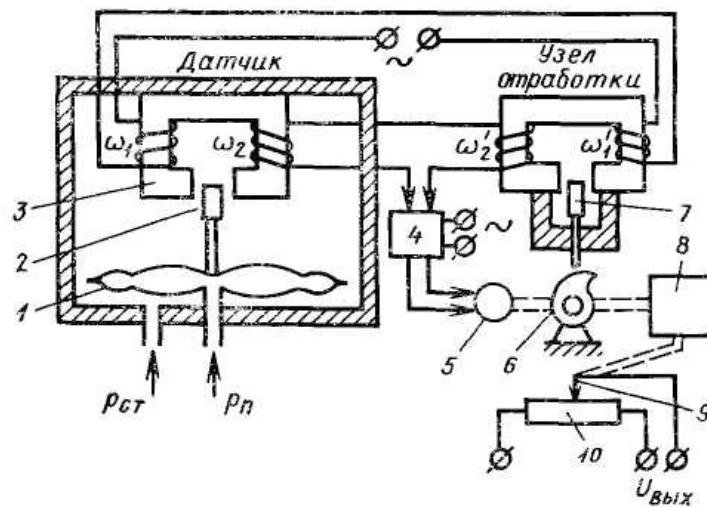


Рисунок 2.26. Схема датчика динамического давления

## Техническое обслуживание УС-450К

. прибор измеряет воздушную скорость. Шкала прибора, представлена на рис. 2. 26, имеет градуировку от 0 до 450 км/ч с оцифровкой через 50 км/ч и ценой деления 10 км/ч.



Рисунок 2.27. Шкала указателя скорости УС-450К

Указатель скорости имеет инструментальные и методические ошибки. Методические ошибки указателя скорости возникают вследствие изменения плотности воздуха с поднятием на высоту и отличием температуры воздуха от стандартного значения.

При определении скорости полета по скоростному напору считалось, что плотность воздуха — величина постоянная. На самом деле она меняется, с поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, следовательно, при одной и той же скорости на большой высоте будет соответственно меньший скоростной напор, а следовательно, и меньшие показания прибора. Градуировка прибора производится при плотности воздуха, соответствующей давлению 760 мм рт. ст., поэтому с поднятием на высоту показания прибора занижаются.

При наборе высоты температура уменьшается, что приводит к увеличению плотности воздуха. Градуировка прибора производится при температуре  $15^{\circ}\text{C}$ , поэтому при меньшей температуре прибор дает завышенные показатели. Но с подъемом на высоту давление падает быстрее, чем температура, поэтому показания прибора становятся все более заниженными. Методические ошибки учитываются при помощи навигационной линейки, путем введения поправок на давление и температуру.

Инструментальные ошибки возникают вследствие упругого последействия и гистерезиса мембранной коробки, трения в передаточном механизме и неточности градуировки шкалы. Инструментальные ошибки учитываются по графику, который составляется при проверке прибора в лаборатории АиРЭО. Проверка прибора должна проводиться не реже 1 раза в 3 мес. График поправок устанавливается слева в нижней части центральной панели приборной доски (см. рис.

2.1). Допустимые инструментальные ошибки не должны превышать  $\pm 5$  км/ч.

Шкала указателя скорости отградуирована от 0 до 450 км/ч, оцифровка через 50 км, цена малого деления 10 км/ч, погрешность показаний при температуре  $+20^\circ$  -  $\pm 6$  км/ч. Неплавность хода стрелки не более одного мм по дуге шкалы.

Для градуировки указателей воздушной скорости принята формула 2.16:

$$V = \frac{\sqrt{2P_d}}{\rho} \dots \dots \dots \dots \dots \dots \dots \quad (2.18)$$

Между приборной скоростью  $V_{пр}$  и истинной скоростью  $V_{ист}$  существует следующая зависимость:

$$V_{ист} = V_{пр} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}} = V_{пр} \sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_H T_0}} \quad (2.19)$$

где  $\rho_0$  - плотность воздуха на уровне моря; где  $\rho_H$  - плотность воздуха на высоте полета  $T_H$  — температура воздуха на высоте полета в  $^\circ\text{К}$ ;  $T_0$  — температура воздуха на уровне моря в  $^\circ\text{К}$ ;  $p_0$  — статическое давление на уровне моря, -;  $p_H$  — статическое давление на высоте полета  $H$ .

Измерители приборной скорости имеют погрешности порядка  $\pm(2-16)\%$  для скоростей полета до 400 км/ч.

На задней стенке корпуса указателя скорости имеются два штуцера, один из которых соединяется с системой полного давления ПВД, а другой служит для присоединения к системе статического давления ПВД. Эти соединения выполняются трубками из алюминиевого сплава с помощью дюритовых шлангов. Для измерения истинной воздушной скорости необходимо учитывать фактическую плотность и температуру воздуха на данной высоте полета, т. е.

$$V_{ист.} = \frac{\sqrt{2P_{дин}}}{\rho_{ст}} T_{нв} \quad (2.20)$$

Расчет и тарировка прибора выполнены исходя из условий международной стандартной атмосферы МСА. В реальных условиях расчетные данные не совпадают с действительными, что вызывает ошибки в

работе прибора. Указатель скорости имеет инструментальные, методические и аэродинамические погрешности измерений.

Инструментальные погрешности измерений возникают из-за несовершенства обработки деталей прибора, неточности сборки, регулировки, качества материалов, из которых изготовлены детали прибора, износа деталей в процессе эксплуатации. Инструментальные ошибки определяются при проверке указателя скорости в лабораторных условиях на специальной установке ИВД-1. Прибора инструментальные погрешности складываются с аэродинамическими погрешностями, проверяются по допустимым погрешностям и заносятся в специальную таблицу поправок показаний прибора по эшелонам.

Поправочные таблицы вкладываются в специальные кассеты, установленные на левой боковой панели электропульты для УС-450 КВС и на крышке щитка предохранителей на правом борту кабины пилотов для УС-450 2-го пилота.

Методические ошибки указателя скорости УС-450К возникают из-за несовершенства метода измерения, который положен в основу принципа работы прибора. Указатель скорости имеет следующие методические ошибки:

- 1) ошибка из-за изменения плотности воздуха;
- 2) температурная ошибка.

С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, следовательно, на высоте показания прибора будут меньше, чем у земли. Плотность воздуха также меняется с изменением температуры. При температуре выше  $+15^{\circ}\text{C}$  указатель скорости показывает скорость меньше фактической, а при температуре ниже  $+15^{\circ}\text{C}$  прибор завышает показания скорости.

Аэродинамические ошибки возникают из-за погрешности восприятия давления приемником воздушного давления ПВД-6М вследствие завихрений и искажений воздушного потока от элементов конструкции вертолета. Аэродинамическая ошибка определяется типом ВС и для Ми-8 приведена в «Руководстве по летной эксплуатации вертолета Ми-8» и учтена в таблице инструментальных поправок, которая устанавливается в кабине пилотов. Погрешности измерителей истинной скорости с увеличением высоты полета на малых высотах составляют  $\pm 15$  км/ч

## Проверка указателей скорости на вертолете

Для проверки необходимо разглушить динамические и статические системы вертолета. Произвести внешний осмотр приборов. Проверить положение стрелок относительно нулевой отметки шкалы. Допустимое смещение стрелки не должно превышать «0»±2мм дуги шкалы. Подсоединить установку КПУ-3 к динамическому давлению проверяемого прибора (УС-450 КВС питается от динамической системы левого ПВД-6, а УС-450 второго пилота – от динамической системы правого ПВД-6), создать давление в системе и проверить правильность показаний указателей скорости сравнением с показаниями контрольного УС-450 контрольно-поверочной установки КПУ-3 или КПА-ПВД. Разницы в показания скорости по приборам не должно быть. Установка КПА ПВД имеет пневматический насос с электрическим приводом постоянного тока напряжением 27В. Установка КПУ-3 имеет пневматический насос с ручным приводом [12]. Переключателем установки КПА-ПВД насос включается на создание давления или разрежения. При вращении ручки кремальеры стрелки и шкала давления двигаются одновременно. Однако, если отвернуть цилиндрическую гайку у основания ручки и вытянуть ручку на себя, то появляется возможность вращать только шкалу давления. Такое расцепление механизма стрелок и шкалы требуется для первоначальной установки согласования показаний стрелок и барометрической шкалы в приборной лаборатории АиРЭО.

При периодических видах технического обслуживания вертолета указатели скорости проверяются в лаборатории АиРЭО с помощью специальной лабораторной поверочной установки (например, типа УКАМП), приборы проверяются на соответствие НТП, при проверке контролируется герметичность корпуса и манометрической коробки, основная погрешность при увеличении и уменьшении скорости на прямом и обратном ходе стрелки по высотам, проверяется плавность хода стрелок. Кроме того, проверяется затяжка штуцеров и резьбового кольца, крепящего стекло прибора.

### 2.2.7. Вариометр ВР-10К

Вариометр (рис. 2.28) измеряет и показывает вертикальную составляющую скорости подъема и спуска вертолета, а также показывает выдерживание высоты при выполнении горизонтального полета



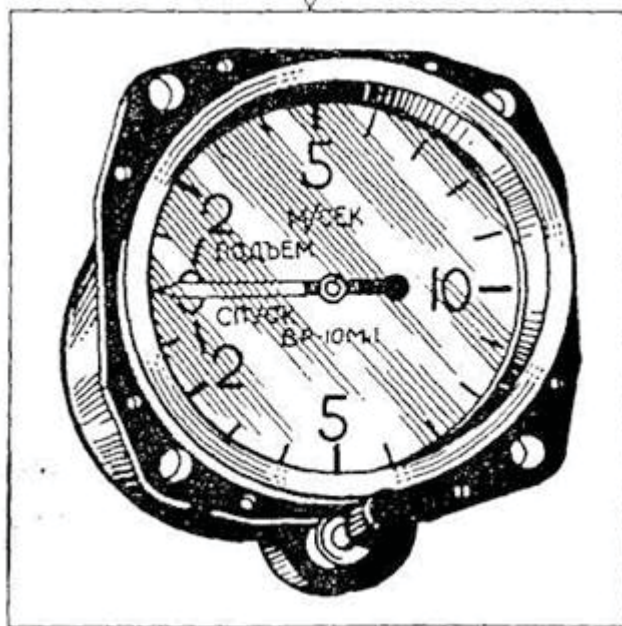


Рисунок 2.28. Общий вид вариометра ВР-10

Вариометр присоединен штуцером к статической системе приемника ПВД-6М.

Шкала отградуирована от 0 до 10м/сек на «спуск» и «подъем». Оцифровка шкалы на отметках «0», «2», «5», «10».

### **Назначение и принцип действия вариометра ВР-10**

Вариометр ВР-10 (рис. 7.28) предназначен для указания «вертикальной скорости» полета вертолета, т. е. скорости изменения статического давления в (м./с.), и используется как пилотажный прибор. Принцип действия вариометра основан на измерении разности давления воздуха в корпусе прибора, соединенного со статической системой вертолета капиллярной трубкой, и давлением внутри манометрической коробки, соединенной со статической системой через трубопровод большого сечения.

Принцип действия вариометра, показанный на рисунке 2.29, основан на измерении разности давлений внутри манометрической коробки и в корпусе прибора. Манометрическая коробка соединена через трубопровод со статической камерой ПВД, а корпус через капилляр диаметром 0,4 мм. соединен с приемной камерой вариометра.

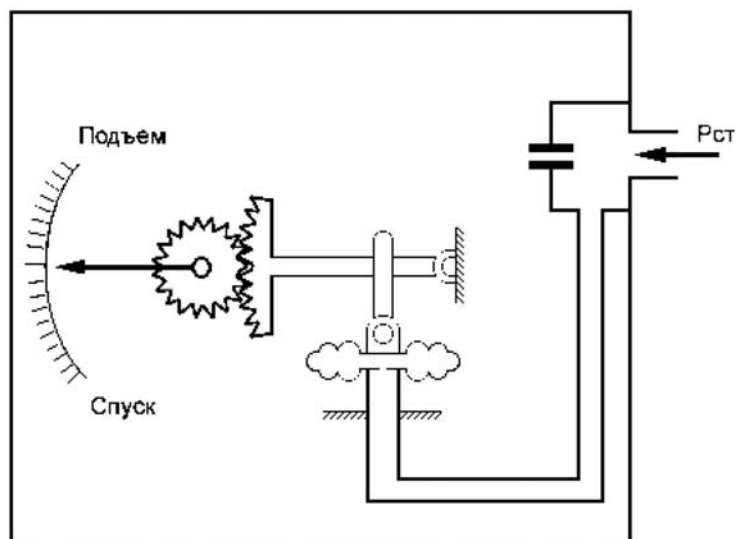


Рисунок 2.29. Принцип действия вариометра ВР-10

### Устройство и работа вариометра ВР-10

Вариометры установлены на левой панели КВС и правой панели второго пилота приборной доски пилотов, показанные на рисунке 2.30.



Рисунок 2.30. Установка вариометров ВР-10К на приборных досках кабины пилотов вертолета

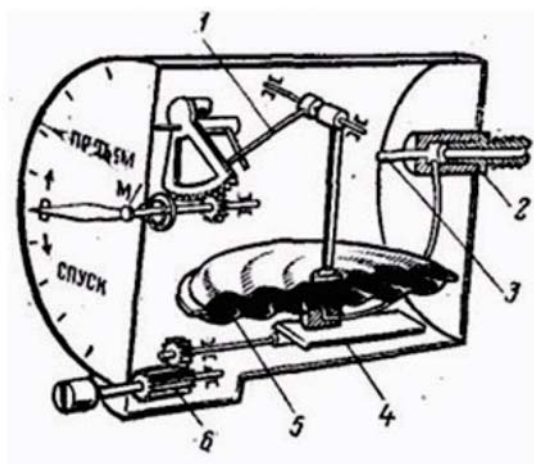
На лицевой части вариометра, показанной на рисунке 2.31, имеется шкала от 0 до 10 м/с на подъем и спуск, а также кремальера, расположенная на нижней части прибора, служащая для установки стрелки на нуль.

(Стрелка устанавливается на нуль техником по приборам только в лаборатории АиРЭО). Шкала прибора отградуирована от 0 до 10 м/с на подъем и такая же шкала на спуск. Участок шкалы от 0 до 10 м/с имеет оцифровку через 5 м/с и цену деления 1 м/с. Деления шкалы от 0 до 10 м/с. равномерные.



Рисунок 2.31. Внешний вид лицевой части вариометра ВР-10

Вариометр ВР-10, показанный на рисунке 2.32, состоит из герметичного корпуса, в котором установлена манометрическая коробка 5, являющаяся чувствительным элементом прибора. Манометрическая коробка через передаточный механизм воздействует на стрелку. Внешняя поверхность коробки через капиллярную трубку 3 воспринимает изменение статического давления воздуха, а внутренняя полость находится под воздействием наружного статического давления воздуха, поступающего внутрь коробки через трубопровод большого сечения.



1 - передаточный механизм; 2 – штуцер; 3 – капиллярная трубка; 4 – пружина;  
5 – манометрическая коробка; 6 – юстировочное устройство

Рисунок 2.32. Устройство вариометра ВР-10

Вариометр ВР-10 состоит из герметичного корпуса, соединенного со статической системой через капиллярную трубку 3 (рис. 2.32). Внутри корпуса установлена манометрическая коробка 5, которая является чувствительным элементом прибора. При работе вариометра манометрическая коробка, воспринимающий разность давления воздуха между корпусом и внутри манометрической коробки прибора деформируется. Возвратно-поступательное перемещение чувствительного элемента преобразуется во вращательное движение стрелки, которая перемещаясь по шкале, показывает величину вертикальной скорости полета.

Вариометр работает следующим образом: манометрическая коробка, воспринимает разность давлений воздуха между корпусом прибора и внутри манометрической коробки. Коробка прибора деформируется. Возвратно-поступательное перемещение чувствительного элемента преобразуется во вращательное движение стрелки, которая перемещаясь по шкале, показывает величину вертикальной скорости полета. Показания прибора используются для пилотирования вертолета в горизонтальном полете, при снижении и в наборе высоты. Знание летчиком величины вертикальной скорости позволяет подбирать наиболее выгодные режимы набора высоты или снижения, что особенно важно при полетах по приборам в облаках, ночью, при пробивании облаков и при производстве посадки.

Вариометр является очень чувствительным прибором и быстро реагирует на небольшие изменения вертикальной скорости полета. Поэтому, вариометр позволяет выдерживать заданную высоту полета с большей точностью, чем высотомер ВД-10.

Питаются вариометры статическим давлением от приемников ПВД-6М системы питания anerоидно-мембранных приборов вертолета.

В горизонтальном полете давление внутри корпуса прибора равняется атмосферному. При этом разность давлений между корпусом и манометрической коробкой равна «0» и стрелка стоит на «0» шкалы. При подъеме вертолета атмосферное давление уменьшается, следовательно, давление в корпусе превышает давление внутри манометрической коробки. Под влиянием образовавшегося перепада давлений коробка сжимается и через передаточный механизм передвигает стрелку по шкале вверх от «0». Чем больше скорость подъема или спуска, тем больше будет перепад давлений, тем больше будут показания вариометра.

Вариометр работает следующим образом. У земли давление воздуха внутри манометрической коробки и в корпусе прибора одинаковое, и стрелка вариометра находится на нуле. При наборе высоты атмосферное давление наружного воздуха понижается. Давление воздуха во внутренней полости манометрической коробки начинает уменьшаться со скоростью пропорциональной скорости набора высоты, а в корпусе прибора давление будет уменьшаться значительно медленнее за счет выхода воздуха через капиллярную трубку. Под действием разности давлений манометрическая коробка сжимается и свое движение передает на стрелку, которая показывает вертикальную скорость подъема вертолета.

При переходе вертолета в горизонтальный полет перепад давления воздуха внутри манометрической коробки и в корпусе прибора будет стремиться к нулю, и стрелка вариометра только через 2-3с. установится на нуль. Следовательно, вариометр не сразу показывает прямолинейный горизонтальный полет, а с некоторым запаздыванием, и это надо учитывать при пользовании прибором в полете и при проверке работоспособности анероидно мембранных приборов на вертолете.

При снижении вертолета давление воздуха во внутренней полости манометрической коробки увеличивается быстрее, чем в корпусе прибора. Манометрическая коробка будет расширяться и воздействовать на стрелку, которая покажет вертикальную скорость снижения вертолета.

При снижении вертолета давление внутри манометрической коробки увеличивается, а внутри корпуса прибора образуется разрежение воздуха. При этом манометрическая коробка расширяется, и стрелка прибора перемещается вниз от нулевой отметки шкалы.

При касании вертолета о землю давление воздуха в корпусе прибора и внутри манометрической коробки выравнивается через 2-3 с, и стрелка вариометра устанавливается на нулевую отметку шкалы.

#### Проверка вариометра

Внешним осмотром проверить состояние прибора. Допустимое смещение стрелки от 0 должно быть не более 0,3 малого деления. Если смещение будет больше допустимого, необходимо юстировочным винтом кремальеры установить стрелку на нулевую отметку шкалы (эта работа производится только в лаборатории АиРЭО). Погрешность прибора  $\pm 1$  м/с. Вариометру присущи некоторые запаздывания в показаниях (2-3с) при изменении статического давления.

Проверка вариометра производится при проверке статической системы вертолета с помощью установки КПУ-3 или КПА ПВД.

При проверке вариометра необходимо убедиться, что стрелка находится на нуле. Допуск  $\pm 0,5$  м/с, т.е. половина маленького деления шкалы прибора. Создавать разрежение в статической системе вертолета необходимо плавно, не допуская резких скачков изменения давления.

### **Неисправности анероидно-мембранных приборов**

Неисправности анероидно-мембранных приборов, как показывает опыт эксплуатации, в большинстве случаев обусловлены эксплуатационными причинами. Наиболее характерной из них является закупорка трубопроводов статической и динамической систем. Как правило, это происходит вследствие замерзания в них влаги. Влага в трубопроводах образуется, когда приёмники воздушного давления остаются не заглушенными на время стоянки вертолётa или при позднем включении обогрева ПВД-6М при полетах в условиях обледенения. В таких случаях причина неисправности какого-либо прибора устраняется подогревом трубопроводов от аэродромного моторного подогревателя МП-300 или МП-85 и продувкой системы питания прибора со стороны прибора в сторону ПВД.

Безусловно, образование влаги неизбежно при нарушении работоспособности обогрева ПВД-6М. Одна из наиболее вероятных причин нарушения работоспособности обогрева ПВД-6М обусловлена обрывом электропроводов нагревательного элемента из-за среза или выпадения фиксирующих штырей, которые предохраняют нагревательный элемент от скручивания. Для восстановления работоспособности обогрева в таких случаях необходима замена нагревательного элемента. При замене обязательной является проверка наличия и целостности фиксирующих штырей, так как их отсутствие вновь приведёт к обрыву электропроводов в процессе закручивания колпачка юстировочного винта.

К неисправности анероидно-мембранных приборов, кроме закупорки трубопроводов, неизбежно приводит и не герметичность систем подачи статического и динамического давлений. В таких случаях неисправность проявляется большой погрешностью в показаниях. Не герметичность может быть обусловлена ослаблением затяжки в местах подсоединения дюритовых шлангов к штуцеру прибора или неисправности влагоотстойников системы питания АМП. Для устранения причины не-

исправности необходимо подтянуть ослабленный хомут дюритового шланга и затем проверить герметичность соответствующей системы с помощью установки КПУ-3.

Другой причиной неисправности АМП может быть перепутывание шлангов статического и динамического давлений. Это возможно при подсоединении шлангов к приборам в процессе выполнения работ, предусматривающих снятие и установку АМП. Неисправность в таких случаях проявляется отклонением стрелки прибора в обратную сторону. Чтобы исключить перепутывание, шланги системы статического давления окрашены в серый цвет, а динамического - в черный. Правильность подсоединения шлангов, и герметичность систем проверяют с помощью установки КПУ-3. Использование контрольно-проверочной установки обязательно при каждом предполётном техническом обслуживании вертолета в базовом аэропорту.

### **2.2.8. Бортовые авиационные часы АЧС-1М**

Часы предназначены для:

- показания текущего времени суток в часах, минутах и секундах;
- измерения времени полета в часах и минутах;
- измерения в минутах и секундах коротких промежутков времени (до 1 часа) в том числе и при запуске двигателей.

Часы установлены на правой боковой приборной доске. Полный завод обеспечивает работу часов в течение 3 суток. Для точности хода рекомендуется заводить часы 1 раз в двое суток. Точность суточного хода часов при температуре 20°C не более  $\pm 20$  секунд.

Часы состоят из трех механизмов:- механизма обычных часов для отсчета текущего времени – внешний циферблат; - механизма времени полета – верхний циферблат; - механизма секундомера – нижний циферблат.

Механизм обычных часов работает непрерывно, а механизмы времени полета и секундомера могут включаться и выключаться, управление ими отдельное.



Рисунок 2.33. Авиационные часы АЧС-1М

На лицевой части часов имеется две ручки. Левая ручка служит для завода часов; перевода стрелок основного механизма; для пуска, остановки, сброса стрелок механизма времени полета. Правая ручка служит для пуска, остановки и сброса секундомера. Для определения работы механизма времени полета имеется сигнальный индекс. При включении механизма в окошке будет серый цвет; при остановке – серо-белый; при сбросе стрелок – белый цвет. Часы имеют электрообогрев с терморегулятором, который поддерживает внутреннюю температуру часов  $20 \pm 5^\circ\text{C}$  при низкой температуре окружающей среды. Обогрев рекомендуется включать при температурах ниже  $+5^\circ\text{C}$ .

### 2.2.9. Электрический указатель поворота ЭУП-53

Электрический указатель поворота предназначен для определения выдачи информации о правильном выполнении как горизонтального полета, так и разворота вертолета вокруг вертикальной оси с поперечным креном до  $45^\circ$  при скорости полета 500 км/ч. ЭУП включает в себя два самостоятельных прибора, размещенных в одном корпусе: указатель поворота и указатель скольжения.

Указатель поворота предназначен для определения и указания направления разворота и скольжения вертолета.

ЭУП-53 – комбинированный прибор, сочетающий в себе указатель поворота и указатель скольжения. Чувствительным элементом указа-



теля поворота является гироскоп с двумя степенями свободы, главная ось которого расположена горизонтально по поперечной оси вертолета. В качестве гироскопа используется ротор гиromотора, который представляет собой электродвигатель постоянного тока.

ЭУП-53 установлен на левой приборной доске. Питание прибора от источника напряжением  $27В \pm 10\%$ , частота вращения ротора гироскопа 6000об/мин. Выключателем питания указателя поворота является его АЗС, установленный на верхнем электрощитке пилотов.

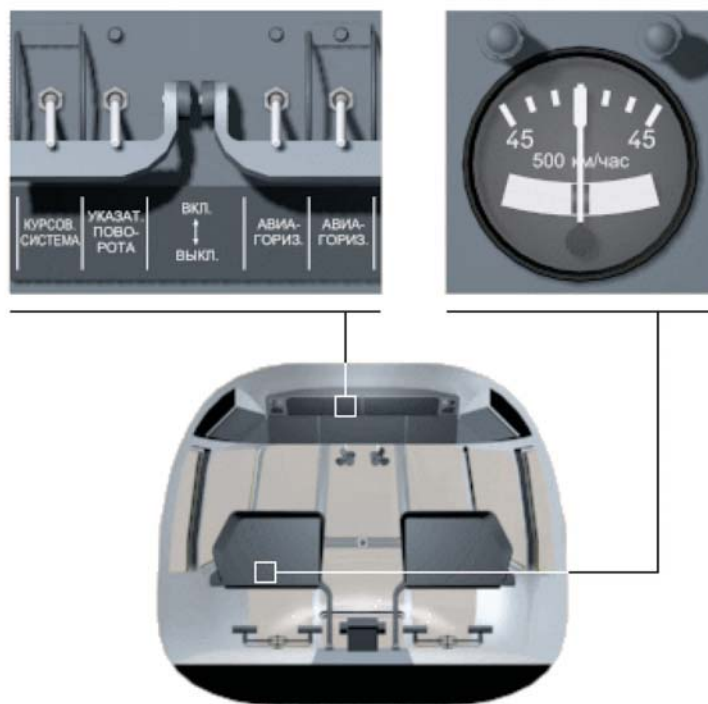


Рисунок 2. 34. Указатель поворота ЭУП-53

Электрический указатель поворота предназначен для выдачи информации о правильном выполнении как горизонтального полета, так и разворота вертолета вокруг вертикальной оси с поперечным креном до  $45^\circ$  при скорости полета 500 км/ч.

ЭУП включает в себя два самостоятельных прибора, размещенных в одном корпусе: указатель поворота и указатель скольжения.

Указатель скольжения – стеклянный шарик черного цвета, помещенный в изогнутую стеклянную трубку, заполненную жидкостью (толуолом).

Принцип действия ЭУП-53 (рис. 2.35) основан на использовании свойства гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения при возникновении угловой скорости относительно вертикальной оси.

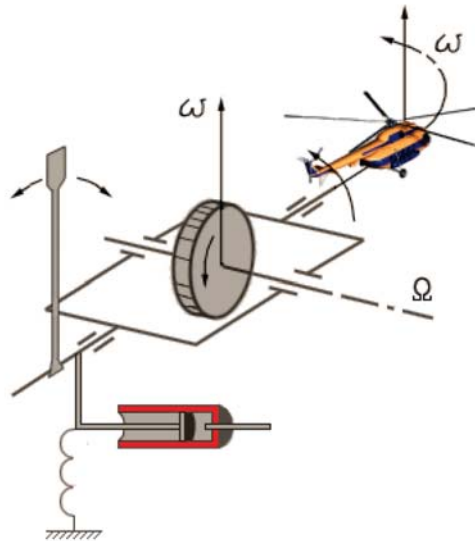


Рисунок 2.35. Принцип действия указателя поворота ЭУП-53

ЭУП-53 позволяет точно выполнять координированные развороты, горизонтальный полет; при отказе авиагоризонтов совместно с указателями скорости, магнитного курса, вариометром, высотомером является дублирующим прибором для контроля положения вертолета в полете (особенно на прямой).

Основой указателя гироскопа является электрический трехстепенной гироскоп, с гиромотором постоянного тока. Работа гироскопа рис. 2.27 основана на свойстве гироскопа с тремя степенями свободы сохранять неизменным направление его главной оси в пространстве.

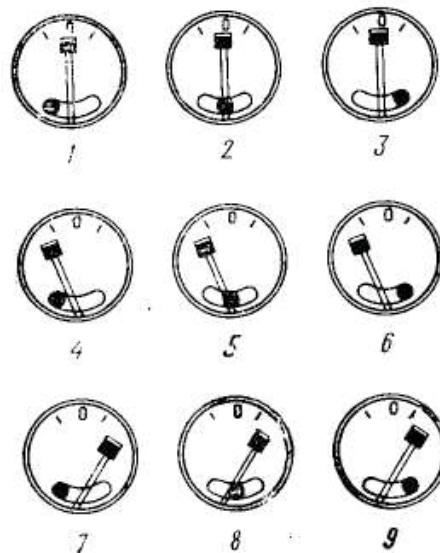


Рисунок 2.36. Показания ЭУП-53

1 – прямолинейный полет со скольжением влево; 2– прямолинейный полет без скольжения; 3– прямолинейный полет со скольжением вправо; 4– левый вираж с внутренним скольжением; 5 – левый вираж правильный; 6 – левый вираж с внешним скольжением; 7 – правый вираж с внешним скольжением; 8 – правый вираж правильный;

9– правый вираж с внутренним скольжением

На рисунке 2.36. приведены примеры совместных показаний указателя поворота и указателя скольжения для различных случаев полета вертолета. При повороте вертолета вокруг вертикальной оси стрелка ЭУП-53 отклоняется относительно нулевой отметки шкалы вправо или влево в зависимости от направления поворота.

Не рассматривая причин, вызывающих несовпадение вектора истинной воздушной скорости  $C$  продольной осью вертолета, отметим, что при наличии скольжения на вертолет действует сила  $Q_z$  в направлении, противоположном скольжению, возникающая в результате несимметричного обдува вертолета набегающим потоком воздуха. Равнодействующая  $R$  аэродинамических сил вертолета лежит в плоскости, не совпадающей с плоскостью симметрии вертолета. Указатель скольжения измеряет угол между равнодействующей силой  $R$  и плоскостью симметрии, который характеризует наличие и направление скольжения. Он представляет собой изогнутую стеклянную трубку, заполненную толуолом, в которой находится тяжелый шарик черного цвета. Тыльная сторона трубки окрашена либо светомассой, либо белой краской; в середине трубки имеются две риски.

Указатель скольжения располагается на вертолете в плоскости, перпендикулярной плоскости симметрии вертолета, и шарик имеет одну степень свободы, практически только вдоль оси  $Oz_1$  вертолета. Указатель скольжения следует рассматривать с осью чувствительности, лежащей в плоскости трубки.

Он представляет собой устройство, реагирующее на ускорение вертолета, и состоит из массы шарика, которая при ускоренном движении  $BC$  вдоль оси чувствительности будет отклоняться в сторону, противоположную ускорению. В результате возникнет некоторое перемещение шарика относительно корпуса, которое будет характеризовать величину и направление действующего ускорения. Он представляет собой устройство, реагирующее на ускорение вертолета, и состоит из массы (в нашем случае шарик), которая при ускоренном движении вертолета вдоль оси чувствительности будет отклоняться в сторону, противоположную ускорению. В результате возникнет некоторое перемещение шарика относительно корпуса, которое будет характеризовать величину и направление действующего ускорения.

При выполнении вертолетом координированного разворота, характеризующегося отсутствием скольжения, по оси чувствительности маятника не действуют никакие силы, и он будет находиться в центре трубочки (рис. 2.36. 8).

На рис. . 2.36. 3 изображен вертолет, совершающий горизонтальный полет с углом скольжения  $\beta$ . При этом возникает аэродинамическая сила, из-за которой шарик переместится относительно трубки, как это показано на рис. 2.36. 6

Если вертолет совершает левый разворот с внешним скольжением (рис.2.36.7), то шарик из-за действия проекции аэродинамической силы  $Qz$  будет занимать положение справа.

Имеющаяся в приборе прозрачная вязкая жидкость-толуол, которая служит для демпфирования возможных колебаний шарика. За счет трения между шариком и стенками трубки у указателя скольжения может быть зона застоя, не превышающая  $\pm 1.5^\circ$ .

### **Проверка ЭУП-53**

ЭУП включается при включении АЗС «Указатель поворота» на левой панели. Других выключателей питания ЭУП нет. Внешним осмотром проверить состояние прибора. После включения АЗС проверить работоспособность прибора. Для этого необходимо поочередно нажать рукой на край приборной доски. При этом стрелка на приборе должна отклоняться в соответствующую сторону.

### **2.2.10. Авиагоризонт АГБ-3К**

Авиагоризонт АГБ-3К предназначен для:

1)определения и показания пространственного положения вертолета относительно плоскости истинного горизонта;

2)выдачи электрических сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа, в каналы крена и тангажа автопилота АП-34Б (от левого АГБ-3К); в самописец Бортовое устройство регистрации БУР-1-2Ж и систему САРПП-12ДМ сигналы крена и тангажа поступают от правого АГБ-3К;

Авиагоризонт АГБ-3К обеспечивает пилота визуальной информацией о положении вертолета относительно плоскости истинного горизонта по крену в пределах углов  $\pm 360^\circ$  и тангажу в пределах углов  $\pm 80^\circ$ , а также выдает электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, внешним потребителям.

Таблица.2.3. Основные технические данные АГБ-3

Диапазон измерения углов тангажа –  $\pm 360^\circ$

Диапазон измерения углов крена –  $\pm 80^\circ$

Время готовности прибора к работе – не менее 1,5 мин после включения

Погрешность измерения крена и тангажа –  $\pm 1^\circ$  на участке шкалы от 0 до  $30^\circ$

Потребляемый ток:

по сети постоянного тока не более 0,3 А

по сети переменного тока не более 0,9 А

Питание прибора осуществляется трехфазным переменным током, напряжением 36В, частотой 400Гц и постоянным током напряжением  $27В \pm 10\%$ ,

цепи питания по постоянному току защищены АЗС на левой панели АЗС, цепи питания по переменному току защищены предохранителями. Включение каждого АГ производится отдельно АЗС-ами защиты по постоянному току на левом и правом верхнем электрощитке.

Авиагоризонт АГБ-3К серия 3 применяется на вертолетах Ми-8 и других летательных аппаратах.

На вертолете установлены два АГБ-3К на левой и правой приборной доске кабины пилотов.

при отключенном питании на приборе виден флажок сигнализатора отказа питания. При включенном питании флажок убирается из видимой зоны шкалы тангажа.

В правом верхнем углу прибора расположена кнопка арретира с надписью «нажать перед пуском».

В левом нижнем углу прибора расположена кремальера учёта угла атаки при его изменении. С левой стороны лицевой части прибора выведен индекс механизма кремальеры.

В нижней части переднего фланца прибора расположен указатель скольжения, обеспечивающий контроль за правильностью выполнения разворотов.

При координированном развороте шарик указателя скольжения должен оставаться между рисками

— отклонение шарика свидетельствует о некоординированном развороте

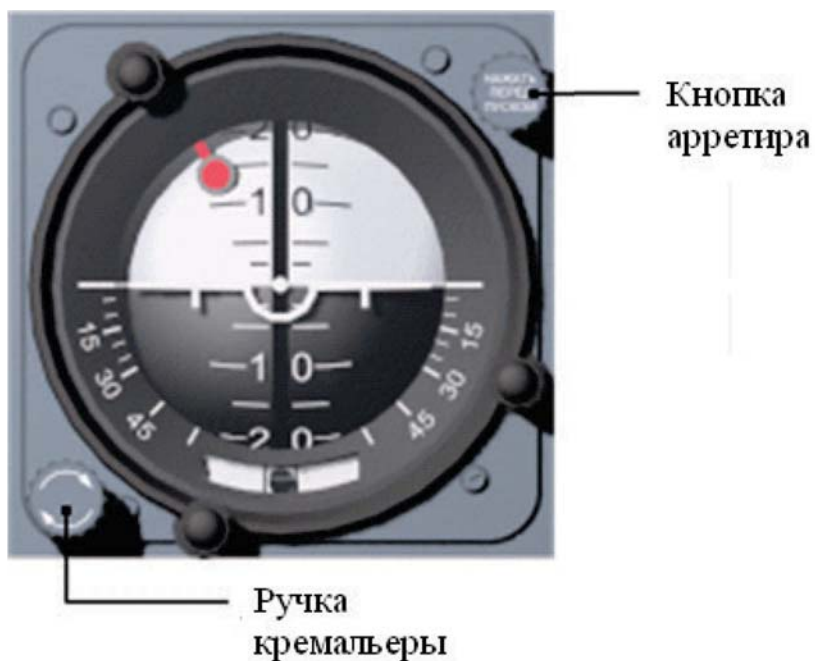


Рисунок 2.37. Управление авиагоризонтом АГБ-3К



Рисунок 2.38. Авиагоризонт АГБ-3К

### **Конструкция и работа авиагоризонта АГБ-3К**

Авиагоризонт АГБ-3 предназначен для использования его в качестве основного авиагоризонта. АГБ-3К устанавливается на вертолетах Ми-8 в качестве основного авиагоризонта. Это не дистанционный прибор.

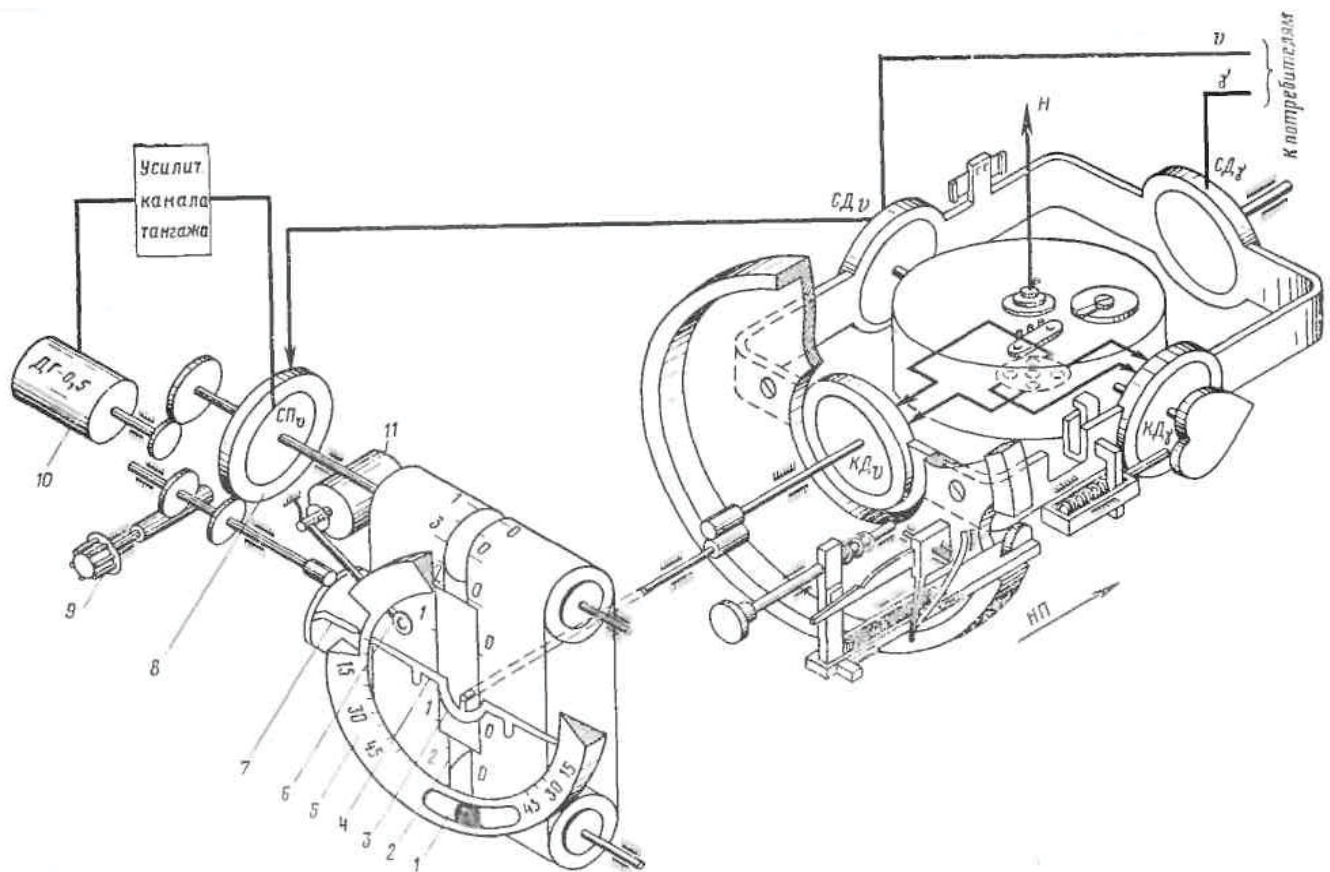


Рис 2.39. Электрокинетическая схема авиагоризонта АГБ-3К

- 1 — указатель скольжения; 2 — шкала тангажа; 3 — шпилька;
- 3 — силуэт самолетика; 5 — шкала крена;
- 6 — флажок сигнализатора отказа питания; 7 — индекс;
- 4 8 — дифференциальные сельсин-датчики; 9 — кремальера;
- 10 — двигатель отработки тангажа;
- 11 — двигатель отработки крена.

Авиагоризонт АГБ-3 состоит из следующих основных элементов: гиروزла; системы коррекции для удержания оси ротора гироскопа в вертикальном положении; следящей системы передачи угла тангажа на указатель, которая дает возможность получить естественную индикацию по тангажу; упоров, предотвращающих совмещение оси внешней рамки с осью ротора гироскопа при выполнении вертолетом фигур высшего пилотажа; арретирующего устройства; следящей системы передачи углов крена на указатель, воспроизводящий правильные крены.

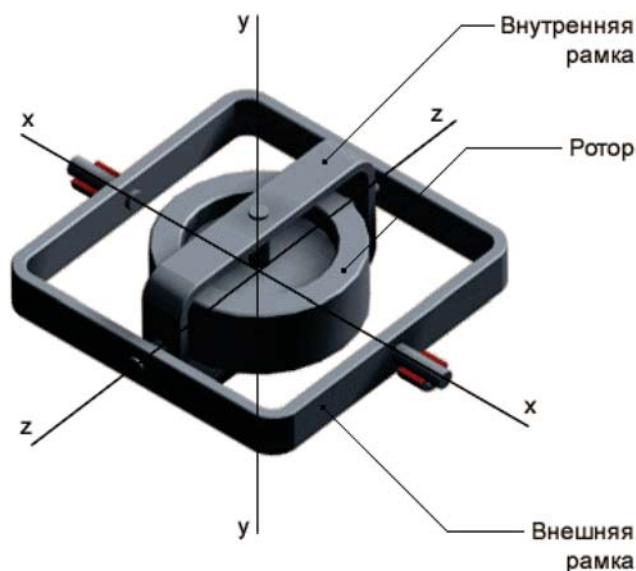


Рисунок 2.40. Гироузел АГБ-3К

Основными узлами прибора являются: гироузел, коррекционный механизм, СД крена и тангажа, указатель скольжения, отсчетное устройство. авиагоризонт позволяет обеспечить индикацию углов крена и тангажа и выдавать внешним потребителям (системе автоматического управления и навигации, бортовому регистратору БУР) электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа в пределах: по крену  $\pm 360^\circ$ ; по тангажу  $\pm 80^\circ$ . При углах тангажа порядка  $85\text{—}87^\circ$  авиагоризонт может выбиваться, при этом его рамы совмещаются в одной плоскости и гироскоп теряет одну степень свободы.

Конструктивно в АГБ-3 следящие системы индикации крена и тангажа находятся в самом корпусе самого прибора.

Гироскопическая система авиагоризонта состоит из гироузла (рис.2.40), представляющего собой гиromотор, укрепленный в кожухе и карданной рамы (рис.2.39).

На вертолете авиагоризонт располагается таким образом, что ось внешней рамки карданного подвеса параллельна продольной оси вертолета, а ось внутренней рамки — поперечной оси вертолета.

Такое расположение осей карданного подвеса обеспечивает на вертолете независимость устойчивости гироскопа от углов крена и показания истинных углов крена и тангажа.

Крены вертолета имитируются поворотом силуэта самолетика. По положению крыльев силуэта самолетика относительно линии искусственного горизонта определяется направление крена. Отсчет углов крена производится по шкале кренов, стрелкой является конец крыла силуэта самолетика.



Для того чтобы показания крена соответствовали действительному, силуэт-самолетик связан с осью карданной рамы через зубчатую передачу с отношением 1:1.

Углы тангажа определяются по положению конца шпильки силуэта самолетика относительно шкалы тангажа.

Для большей наглядности шкала тангажа выше линии искусственного горизонта окрашена в голубой цвет (небо), ниже — в коричневый цвет.

Таблица 2.4. Основные технические данные АГБ-3:

Диапазон измерения углов тангажа –  $\pm 360^\circ$

Диапазон измерения углов крена –  $\pm 80^\circ$

Время готовности прибора к работе – не менее 3 мин после включения

Погрешность измерения крена и тангажа –  $\pm 1^\circ$  на участке шкалы от 0 до  $30^\circ$

Питание прибора осуществляется трехфазным переменным током, напряжением 36В, частотой 400Гц и постоянным током напряжением  $27В \pm 10\%$ , цепи питания по постоянному току защищены АЗС на левой панели АЗС, цепи питания по переменному току защищены предохранителями. Включение каждого АГ производится отдельно АЗС-ами защиты по постоянному току на левом и правом верхнем электрощитке.

Гироскопическая система авиагоризонта АГБ-3 представляет собой трёхстепенный гироскоп с вертикальным расположением вектора кинетического момента  $H$  ( $H=0,392 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$ ).

Гироскоп подвешен в кардановом подвесе без дополнительной следящей рамы.

Вертикальное положение вектора кинетического момента  $H$  (главной оси гироскопа) поддерживается системой электрической маятниковой коррекции.

Электрокинематическая схема авиагоризонта АГБ-3К приведена на рис.2.30.

По положению крыльев силуэта самолетика относительно линии искусственного горизонта определяется направление крена. Отсчет углов крена производится по шкале кренов, стрелкой является конец крыла силуэта самолетика.

Для того чтобы показания крена соответствовали действительному, силуэт-самолетик связан с осью карданной рамы через зубчатую передачу с отношением 1:1.

Углы тангажа определяются по положению конца шпильки силуэта самолетика относительно шкалы тангажа.

Гироузел является внутренней рамой карданного подвеса, а карданная рама – наружной.

На вертолёте авиагоризонт располагается так, чтобы ось внешней рамы была направлена параллельно продольной оси вертолётa, а ось внутренней рамы была параллельно поперечной оси вертолётa.

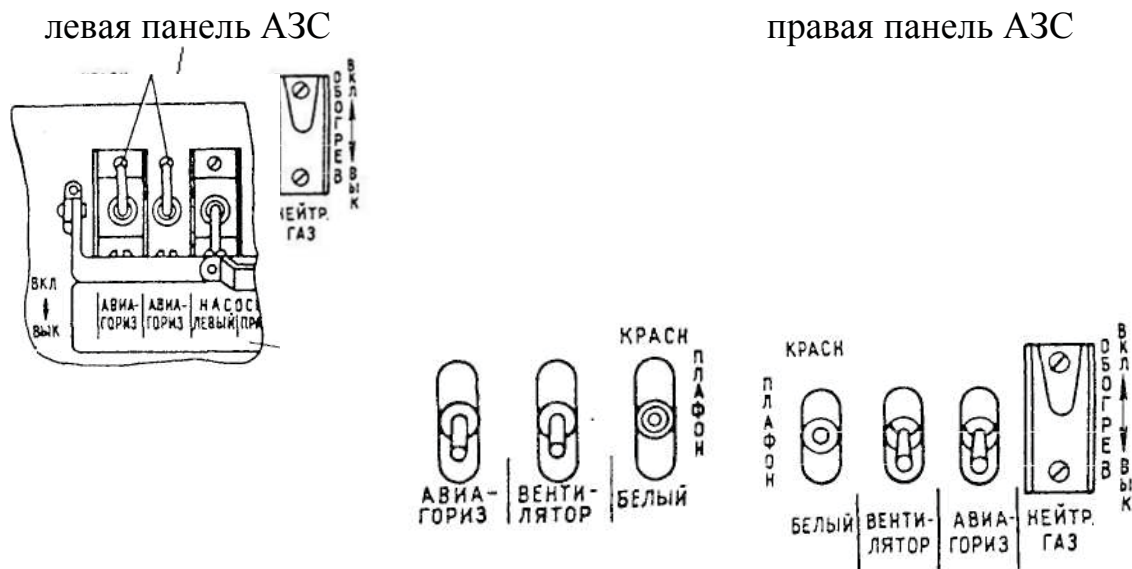


Рисунок 2.41. Защита и включение авиагоризонтов

Принцип действия авиагоризонта основан на использовании свойства гироскопа с тремя степенями свободы сохранять неизменным положение главной оси (вертикальное) независимо от изменения положения вертолётa. Гироскоп - навигационный прибор, основным элементом которого является быстро вращающийся ротор, закрепленный так, что ось его вращения может поворачиваться. Три степени свободы (оси возможного вращения) ротора гироскопа обеспечиваются двумя рамками карданова подвеса. Если на такое устройство не действуют внешние возмущения, то ось собственного вращения ротора сохраняет постоянное направление в пространстве. Если же на него действует момент внешней силы, стремящийся повернуть ось собственного вращения, то она начинает вращаться не вокруг направления момента, а вокруг оси, перпендикулярной ему (прецессия).

При работе авиагоризонта возникают «уходы» главной оси от исходного (вертикального) положения в результате разбаланса гироузла и наличия трения в подшипниках осей гироузла.

Если позволить оси гироскопа двигаться только в горизонтальной плоскости, то ось стремится установиться по меридиану, при том так, что вращение прибора происходит так же, как и вращение Земли. Если же оси позволить двигаться вертикально (в плоскости меридиана), то она стремится установиться параллельно оси земли. Именно это замечательное свойство гироскопа и определило широкое применение прибора. Данное свойство напрямую связано с возникновением так называемой кориолисовой силы. Так, при воздействии момента внешней силы гироскоп поначалу будет вращаться именно в направлении действия внешнего момента (нутационный бросок). Каждая частица гироскопа будет таким образом двигаться с переносной угловой скоростью вращения из-за момента. Но роторный гироскоп, помимо этого, и сам вращается, значит, каждая частица будет иметь относительную скорость. Следовательно, возникает кориолисова сила, которая будет заставлять гироскоп двигаться в перпендикулярном приложенному моменту направлении, то есть прецессировать. Прецессия вызовет кориолисову силу, момент которой скомпенсирует момент внешней силы.

Упрощённо, поведение гироскопа описывается уравнением:

$$\vec{M} = \frac{d\vec{L}}{dt} = \frac{d(I\vec{\omega})}{dt} = I\vec{\epsilon} \quad (2.21)$$

где векторы  $M$  и  $L$  являются, соответственно, моментом силы, действующей на гироскоп, и его моментом импульса, скаляр  $I$  — его моментом инерции, векторы  $\dot{\omega}$  и  $\epsilon$  угловой скоростью и угловым ускорением.

Отсюда следует, что момент силы  $\wedge M$ , приложенный перпендикулярно оси вращения гироскопа, то есть перпендикулярный  $L$ , приводит к движению, перпендикулярному как  $M$ , так и  $L$ , то есть к явлению прецессии. Угловая скорость прецессии  $\dot{\Omega}$  гироскопа определяется его моментом импульса и моментом приложенной силы:

$$\vec{M} = \dot{\Omega}_p * \vec{L} \quad (2.22)$$

то есть  $\dot{\Omega}$  обратно пропорциональна скорости вращения гироскопа. Таким вращением, называемым прецессией, ротор гироскопа отвечает на приложенный момент силы относительно оси, перпендикулярной оси его собственного вращения. Вклад масс ротора в этот эффект пропорционален квадрату расстояния до оси вращения, поскольку чем больше радиус, тем больше, во-первых, линейное ускорение и, во-вторых, плечо центробежной силы. Влияние массы и ее распределения в роторе характеризуется его «моментом инерции», т.е. результатом

суммирования произведений всех составляющих его масс на квадрат расстояния до оси вращения. Полный же гироскопический эффект вращающегося ротора определяется его «кинетическим моментом», т.е. произведением угловой скорости (в радианах в секунду) на момент инерции относительно оси собственного вращения ротора.

Для поддержания главной оси гироскопа в вертикальном положении АГБ-ЗК имеет коррекционное устройство, чувствительным элементом которого является жидкостный маятниковый переключатель, а исполнительными элементами – электрические коррекционные моторы (продольный и поперечный).

При действии длительных односторонних ускорений (набор высоты, торможение, вираж) в авиагоризонтах накапливается ошибка в показаниях, для уменьшения которой предусмотрено отключение поперечной коррекции положения главной оси по сигналам, поступающим от выключателя коррекции ВК-53РВ.

Крены вертолета фиксируются поворотом «силуэта-самолетика» относительно линии искусственного горизонта, по которому определяется направление крена. Отсчет угла крена производится по неподвижной шкале крена на лицевой части прибора, причем стрелкой служит «силуэт-самолетик».

Углы тангажа определяются по положению центра «силуэта-самолетика» относительно подвижной шкалы тангажа ленточного типа.

Линия искусственного горизонта (белая) разделяет шкалу тангажа на две части: светло-серый фон шкалы (небо); черный фон шкалы (земля).

В авиагоризонте применена сигнализация отказа питания, в случае если в приборе отсутствует постоянный и переменный ток, а также при обрывах в электрических цепях. В случаях, если прибор не включен, при отсутствии питания или при обрывах в электрических цепях на лицевой части прибора появляется красно-белый сигнальный флажок.

На лицевой части прибора имеется ручка кремальеры, которая служит для перемещения шкалы тангажа относительно центра «силуэта-самолетика» в пределах  $\pm 10^\circ$  при продолжительных полетах с постоянным углом тангажа.

## Эксплуатация авиагоризонтов АГБ-ЗК

Внешним осмотром убедиться в исправности прибора. Включить источники электрической энергии постоянного и переменного трехфазного тока. Авиагоризонты включаются отдельно у левого и правого пилота, для этого необходимо:

- на левой панели АЗС включить два АЗСа «Авиагоризонт»;
- на приборе до упора нажать кнопку арретира с надписью «Нажать перед пуском» (при этом «силуэт-самолетик» должен установиться горизонтально в центре указательной части);
- после отпускания кнопки арретира на левом и правом электрощитках верхнего электропульты включить выключатели с надписью «Авиагоризонт».

При этом с лицевой части прибора убирается красно-белый сигнальный флажок. Через 1,5 мин после включения авиагоризонты должны показать стояночный угол вертолета. Допустимая разница в показаниях левого и правого АГБ-ЗК составляет  $\pm 2^\circ$ .

После включения прибора повернуть ручку кремальеры по часовой стрелке до упора, при этом шкала тангажа должна перемещаться вниз, а индекс горизонта - вверх. При повороте кремальеры против часовой стрелки эти перемещения должны быть обратными. Кремальера в диапазоне перемещения должна вращаться без затираний и рывков.

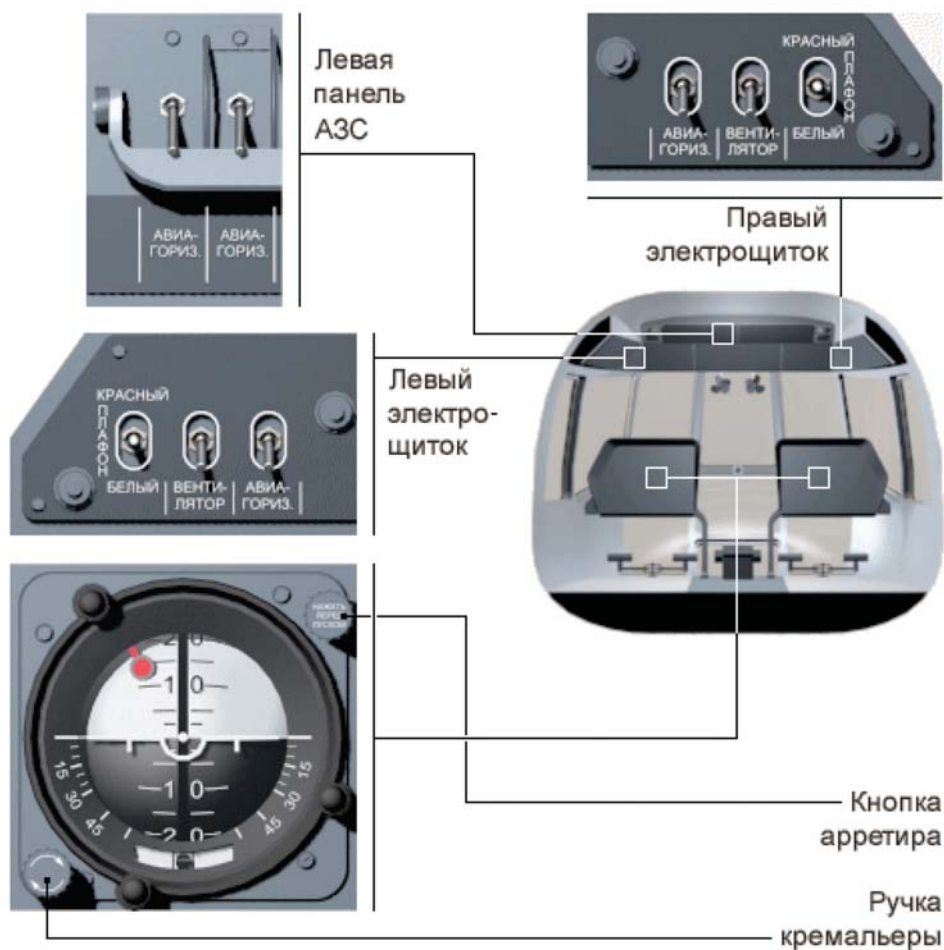


Рисунок 2.42. Управление авиагоризонтами

Уход шарика указателя скольжения от центральных рисок указывает на наличие стояночного крена вертолета. Направление скольжения совпадает с направлением смещения шарика. При наборе высоты (без крена) «силуэт-самолетик» остается неподвижным, а линия горизонта шкалы тангажа уходит вниз. В результате «силуэт-самолетик» будет находиться на сером фоне шкалы. Отсчет угла тангажа производится против центра «силуэта-самолетика» против делений шкалы тангажа. При правом крене (без изменения высоты) «силуэт-самолетик» поворачивается вправо относительно линии искусственного горизонта. При этом правое крыло «силуэта-самолетика» будет на черном фоне шкалы тангажа, а левое - на сером. При левом крене картина меняется на обратную. При кренах вертолета с изменением высоты показания прибора будут комбинированными. При проверке АГБ-ЗК необходимо включить систему красного подсвета шкалы и отрегулировать яркость подсвета.

При отказе любого АГБ-ЗК пилотирование вертолета выполняется по исправному авиагоризонту, при этом в условиях визуального поле-

та его показания сравнивают с положением вертолета относительно естественного горизонта.

При отказе левого АГБ-ЗК и полете в штилевых условиях отключение каналов крена и тангажа АП не производят, а при полетах в условиях болтанки это необходимо выполнить, так как работа АП по стабилизации вертолета по крену и тангажу будет неустойчива из-за отсутствия электрических сигналов крена и тангажа от левого АГБ-ЗК.

Наиболее характерным проявлением неисправного состояния авиагоризонта является самопроизвольное заваливание "силуэта самолёта" по крену или тангажу. Для устранения причины, если проверкой установлено, что цепи электропитания авиагоризонта не имеют повреждений, необходима его замена.

Признаком повреждений цепей электропитания АГБ-ЗК является выход красного бленкера на левой части экрана прибора. Отметим, что выход бленкера может быть кратковременным. Такое проявление неисправности принято считать "плавающим". Наиболее вероятно причина обусловлена отсутствием напряжения 36В на одной из фаз электропитания авиагоризонта. Это происходит в результате "плохого" контакта предохранителя СП-5 или вследствие возникновения большого переходного сопротивления между контактами реле ТКЕ-54ПОДГ из-за их подгара. Для восстановления электропитания необходимо обеспечить надёжный контакт предохранителя или произвести замену реле ТКЕ-54ПОДГ. При нарушении работы обоих АГБ-ЗК необходимо проверить работу ВК-53РЦ.

### **2.2.11. Блок сравнения и сигнализации предельного крена (БСПК-1)**

Блок БСПК-1 предназначен для сравнения показаний по крену и тангажу двух авиагоризонтов и выдачи сигнала информации при достижении и предельно допустимой разности в показаниях сравниваемых авиагоризонтов, а также для выдачи сигналов предельных углов крена и тангажа. предназначен для сопоставления показаний по наклону вертолета и тангажу 2-ух авиагоризонтов и выдачи сигнала при достижении и предельно-допустимой разности показаний 2-ух авиагоризонтов, также для выдачи сигналов предельных углов наклона и тангажа. технические данные блока приведены в Т=таблице.2.4

Блок БСПК-1 сравнивает показания авиагоризонтов АГБ-ЗК, имеющих в качестве датчиков сигналов крена и тангажа сельсины-

датчики, трехточечные потенциометры на переменном токе. Включение питания блока БСПК-1 происходит одновременно с включением правого авиагоризонта.

Таблица.2.5. Основные технические данные БСПК-1

Напряжение питания	Для цепей трехфазного переменного тока	36В± 3,6В	Переменный ток
	Для цепей постоянного тока	(27 ± 2,7В не более 0,5А	Постоянный ток
- Потребляемые токи:	- Для цепей трехфазного переменного тока (в одной фазе)	не более 0,6А	Переменный ток
Масса блока без ответных частей штепсельных разъемов:	С амортизационным основанием не более 3,2кг		Без амортизационного основания не более 2,8кг

Блок БСПК-1 представляет собой электромеханический прибор, состоящий из двух каналов: крена и тангажа.

Каждый канал работает независимо друг от друга и состоит из схемы сравнения электрических сигналов двух авиагоризонтов, пропорциональных измеренным ими углов крена и тангажа, и схемы сигнализации предельных углов по сигналам одного из сравниваемых авиагоризонтов. В схеме блока предусмотрена также возможность проверки его на функционирование без определения величин количественных характеристик параметров.



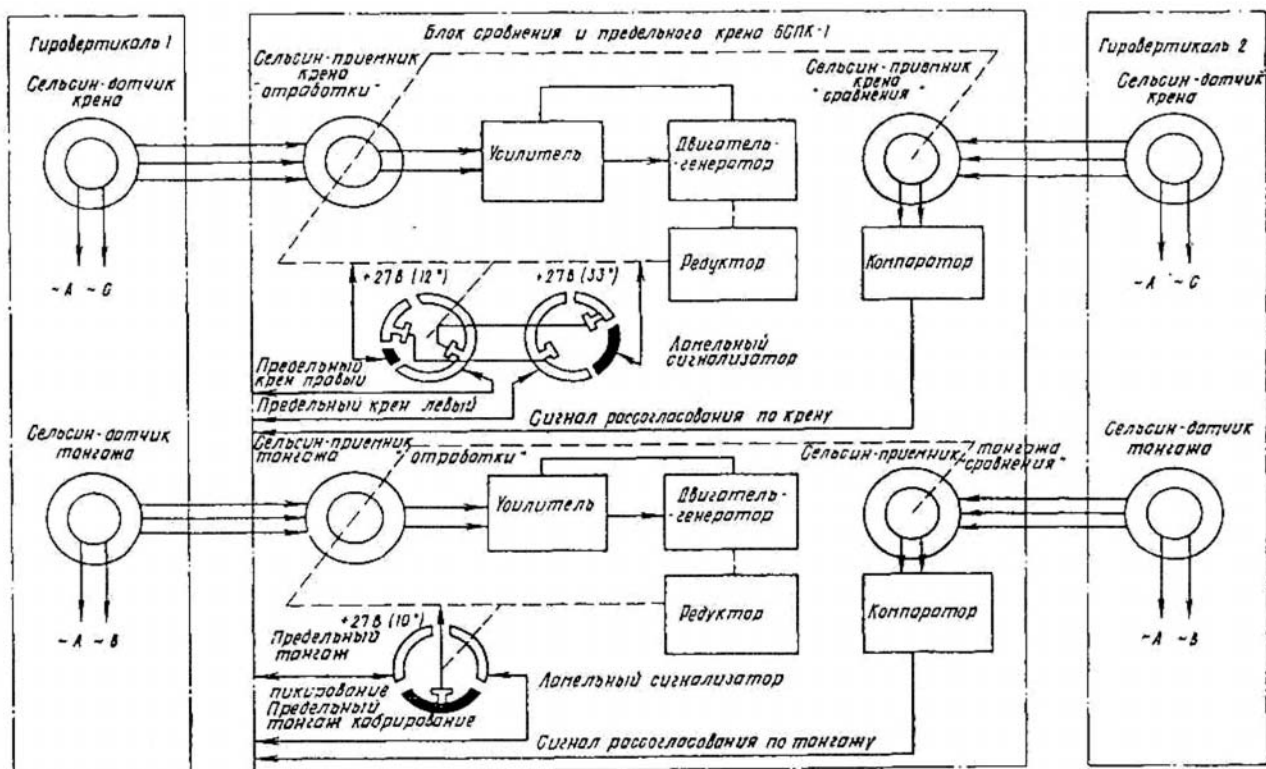


Рисунок 2.43. Функциональная схема БСПК-1

Блок БСПК-1 имеет различные варианты исполнения в зависимости от требуемых углов сигнализации предельного крена, предельного тангажа и типа ВС, на которые устанавливаются блоки. Например, по крену в режиме «Маршрут» предельные углы могут быть  $\pm(32\pm 2)^\circ$  или  $\pm(33\pm 2,5)^\circ$  и  $\pm(35\pm 3)^\circ$ , в режиме «Посадка» -  $\pm(15\pm 1,5)^\circ$  и  $\pm(12\pm 2)^\circ$ . Конкретные углы сигнализации предельного крена и предельного тангажа указываются в паспорте на блок и на заводском знаке блока. Кроме того, блок БСПК-1 может поставляться как с собственным амортизационным основанием, так и без него.

При заказе блока необходимо указывать вариант его исполнения. Пример записи: «Блок сравнения и предельного крена БСПК-1 с амортизационным основанием, маршрут  $32^\circ$ , посадка  $15^\circ$ , тангаж  $10^\circ$ ».

Блок БСПК-1 вертолета МИ-8Т размещен в радиоотсеке. На левой приборной доске пилотов установлено шесть табло сигнализации: «ТАНГАЖ КАБРИР.  $10^\circ$ »; - «ТАНГАЖ ПИКИР.  $10^\circ$ »; - «КРЕН ЛЕВЫЙ ПРЕДЕЛ.»; - «КРЕН ПРАВЫЙ ПРЕДЕЛ.»; - «ОТКАЗ АГБ КРЕН.»; - «ОТКАЗ АГБ ТАНГАЖ.».

Там же установлен переключатель «ПРЕДЕЛ КРЕН БСПК "15 -  $30^\circ$ "».

На левой боковой панели электропульты размещен пульт проверки БСПК, показанный на рис. 2.44..

Табло «ОТКАЗ АГБ КРЕН» и «ОТКАЗ АГБ ТАНГАЖ» загораются при рассогласовании авиагоризонтов на угол  $(7 \pm 1,5)^\circ$ . Система сравнения указывает на отказ одного из авиагоризонтов, но не определяет конкретно какой авиагоризонт отказал.



Рисунок 2.44. Пульт контроля БСПК

### 2.2.12.Магнитный компас КИ-13К

Магнитный жидкостный авиационный компас предназначен для измерения и выдерживания компасного курса вертолета; является дублирующим прибором и используется совместно с курсовой системой ГМК-1А и при ее отказе.

КИ-13К установлен на каркасе фонаря кабины летчиков по продольной оси вертолета.

Принцип действия КИ-13К основан на использовании свойства свободно подвешенной системы магнитов устанавливаться в плоскости магнитного меридиана.

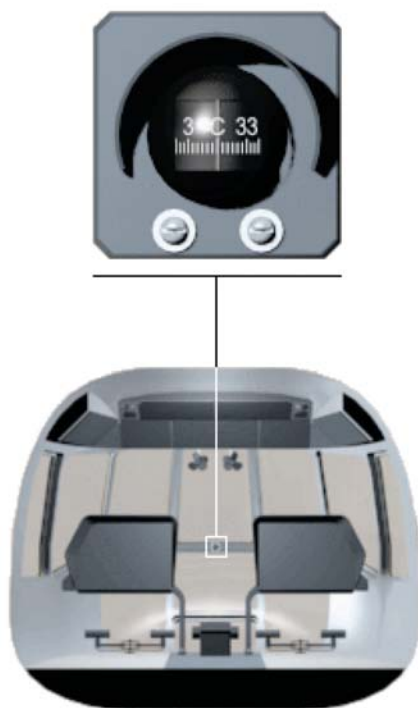


Рисунок 2.45. КИ-13К

Компас имеет чувствительный элемент, состоящий из двух постоянных магнитов, которые закреплены в картушке. Шкала картушки равномерная в пределах от 0 до 360°, оцифровка через 30°, цена деления 5°.

Для демпфирования колебаний картушки и уменьшения трения при повороте картушки стеклянный корпус прибора заполнен лигроином.

В нижней части корпуса имеется девиационное устройство для устранения полукруговой девиации. Компас имеет индивидуальный подсвет шкалы.

### **Предполетная подготовка компаса КИ-13К и пользование компасом в полете**

Перед полетом внешним осмотром проверить прибор (крепление, чистоту и уровень лигроина). Проверить наличие в кабине графика девиации.

После выруливания на исполнительный старт, убедиться, что МК, снятый с КИ-13К и УГР-4УК, соответствует направлению оси ВПП с точностью  $\pm 2^\circ$ .

КИ-13К используется в горизонтальном полете для дублирования показаний курсовой системы ГМК-1А.

Устойчивая работа компаса обеспечивается при кренах вертолета до  $17^\circ$ , поэтому виражи и развороты по КИ-13К выполнять с кренами не более  $15^\circ$ .

При отсутствии визуальной видимости, при наборе высоты или снижении заданный курс полета должен выдерживаться по указателям курсовой системы ГМК-1А.

### 2.2.13. Курсовая система ГМК-1А

Курсовая система ГМК-1А (рис. 2.46) служит для определения и указания магнитного или ортодромического курса вертолета и углов разворота вертолета. При совместной работе ГМК-1А с радиоконпасом АРК-9 система служит для выдачи магнитных (или истинных) пеленгов и курсовых углов радиостанций.

При работе с автопилотом АП-34Б курсовая система выдает в канал направления сигналы, пропорциональные углу курса вертолета.

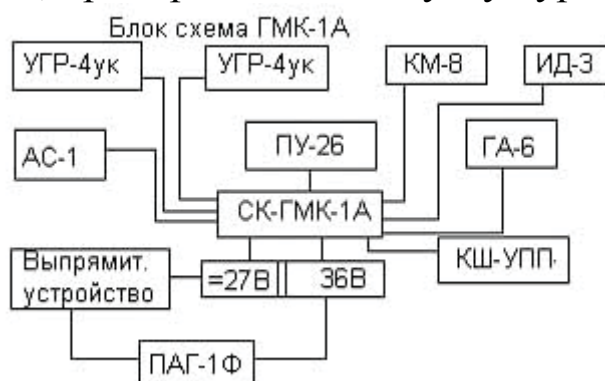


Рисунок 2.46. Блок-схема курсовой системы ГМК-1А

#### Общие сведения

Курсовая система ГМК-1А устанавливается со второго полугодия 1971 года вместо курсовой системы КС-3Г. В зависимости от решаемых задач и условий полета система может работать в одном из двух режимов: режиме магнитной коррекции (МК) или режиме гирополукомпа (ГПК).

Основным режимом работы является режим ГПК с периодической коррекцией показаний курса от магнитного корректора.

Режим ГПК особенно важен при полетах в районах больших магнитных аномалий и в северных широтах, где горизонтальная составляющая магнитного поля Земли незначительна, а также при полетах с автопилотом и при работе с внешней подвеской. Кроме этого, режим

ГПК предпочтительней при полетах на прямолинейном участке маршрута и по прямоугольному маршруту.

Режим астрокоррекции на вертолете Ми-8 не используется (так как на вертолете астрокомпас не устанавливается).

Кроме режимов ГПК и МК, электрическая схема курсовой системы обеспечивает работу системы во вспомогательных режимах: пуска; автоматического согласования; контроля; задачи курса.

### **Основные технические данные**

Погрешности:

а) погрешность выдачи сигналов МК не более  $\pm 1,5^\circ$  (без учета погрешностей самих указателей);

б) погрешность от уходов гироскопа гироагрегата (в режиме ГПК) за 1 час работы не более  $\pm 2,5^\circ$ ;

в) погрешность определения КУР и магнитных пеленгов по указателю не более  $\pm 2,5^\circ$ .

Время готовности к работе, не более:

а) в режиме МК 3 мин;

б) в режиме ГПК 5 мин.

Напряжение питания:

а) по постоянному току  $27\text{В} \pm 10\%$ ;

б) по переменному току 36В, 400Гц.

Скорости согласования:

а) нормальная скорость в режиме МК 1,5–7 град/мин;

б) быстрая скорость в режиме МК не менее 6 град/с;

в) скорость отработки от курсозадатчика (ЗК) на пульте управления не менее 2 град/с.

### **Комплектность ГМК-1А и размещение курсовой системы на вертолете**

В комплект курсовой системы ГМК-1А входят:

-индукционный датчик ИД-3 – установлен в хвостовой балке;

-коррекционный механизм КМ-8 – установлен за креслом левого пилота;

-автомат согласования АС-1 – установлен там же;

-гироскоп ГА-6 – установлен там же;

-пульт управления ПУ-26 – установлен на правой боковой панели электропульты;

-указатели УГР-4УК (2 штуки) – на приборных досках пилотов;  
Комплектность курсовой системы дана на рисунке 2.47.

Все элементы курсовой системы соединены в одну электрическую схему с помощью соединительной коробки, расположенной в кабине летчиков за креслом левого пилота.

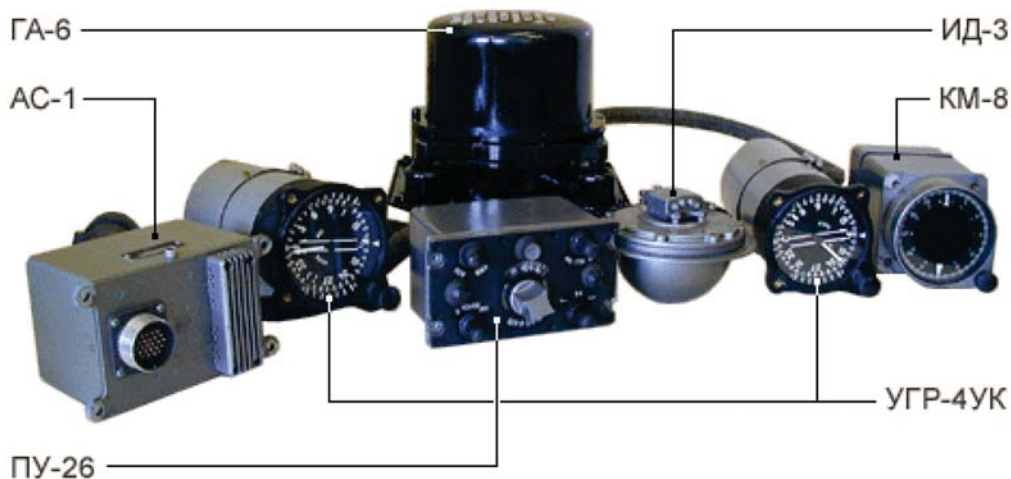


Рисунок 2.47. Комплектность ГМК-1А

*Индукционный датчик ИД-3* служит для измерения направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли и, следовательно, определения магнитного курса вертолета, необходимого для коррекции показаний гиросагрегата ГА-6 в азимуте.

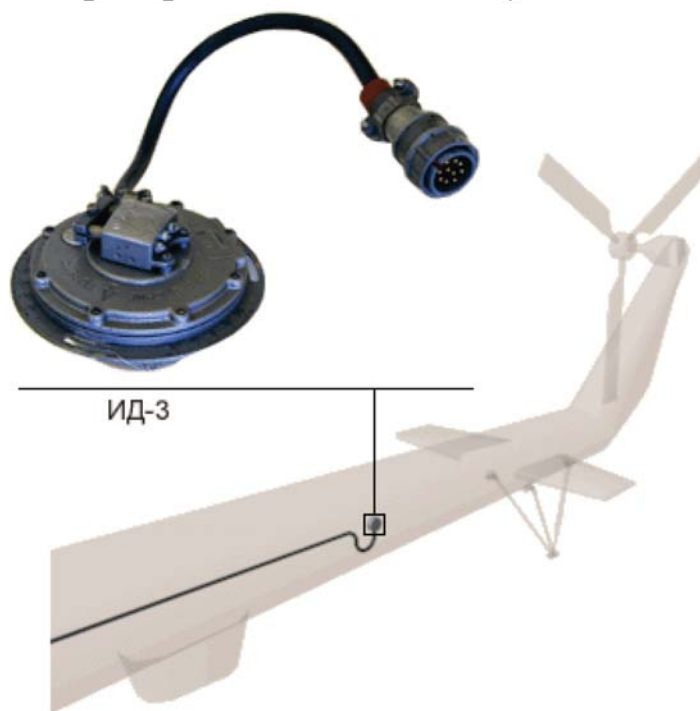


Рис. 2.48. Расположение ИД-3

Чувствительным элементом датчика служат три ферромагнитных зонда, расположенных в одной плоскости и составляющих три сторо-

ны равностороннего треугольника. Устранение полукруговой девиации осуществляется девиационным прибором, расположенным на крышке датчика.

Датчик ИД-3 установлен в хвостовой балке между шпангоутами № 6 и 7 на специальном дюралюминиевом кронштейне.

**Гироагрегат ГА-6** служит для:

- осреднения и запоминания курса вертолета, определяемого индукционным датчиком;
- работы в качестве гироскопа;
- дистанционной выдачи курса и углов отклонения от курса на указатели УГР-4УК и в автопилот АП-34Б.

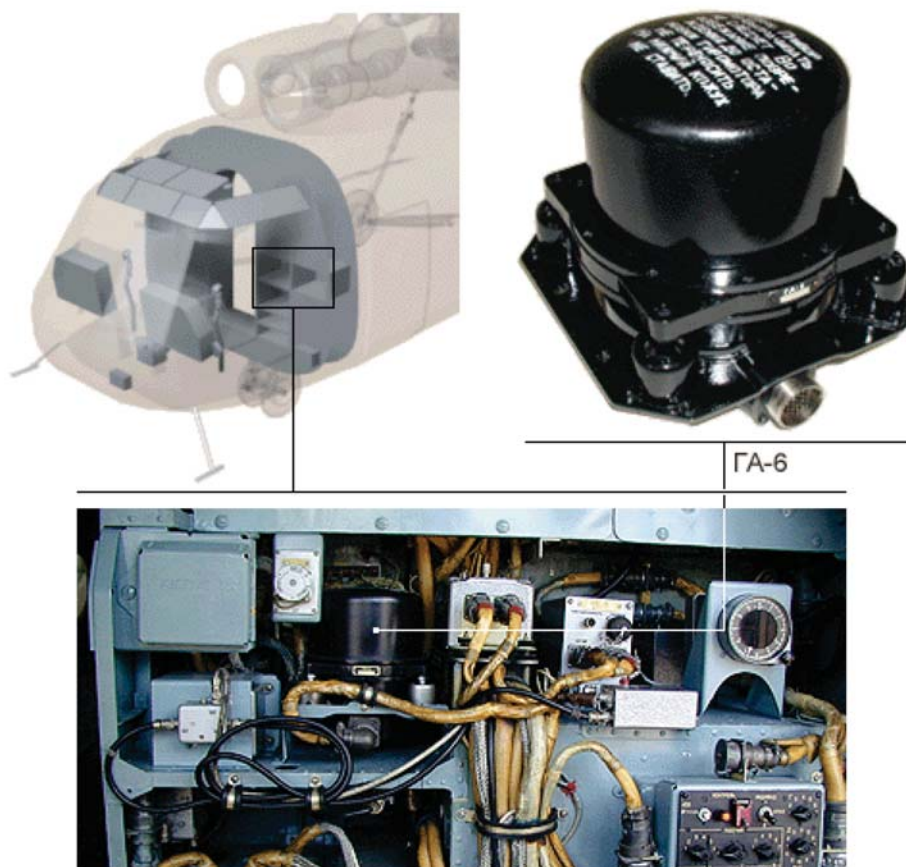


Рисунок 2.49. Расположение ГА-6

Гироагрегат ГА-6 установлен в кабине летчиков на левой этажерке.

Чувствительным элементом прибора является курсовой гироскоп с тремя степенями свободы и горизонтальным расположением оси вращения.

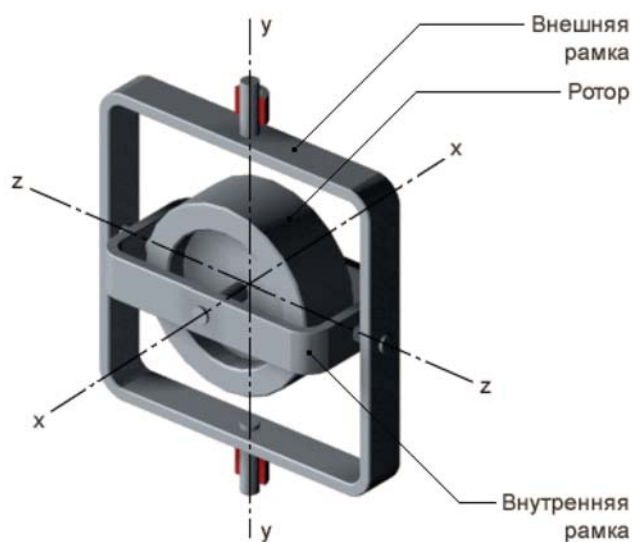


Рисунок 2.50. Курсовой гироскоп

Гироскоп стремится сохранить направление своей оси в пространстве (в азимуте) постоянным, Это свойство курсового гироскопа положено в основу принципа работы гироагрегата.

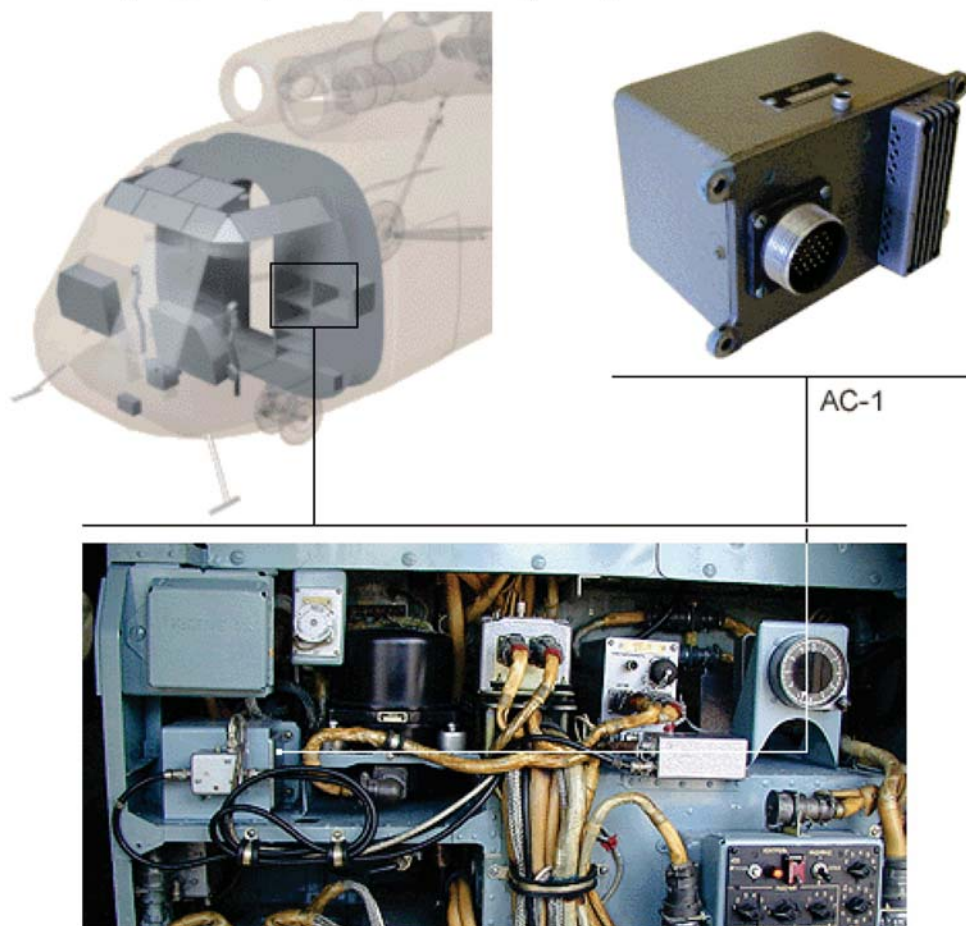


Рисунок 2.51. Расположение автомата согласования АС-1



**Автомат согласования АС-1** предназначен для:

- обеспечения режима пуска, т.е. при включении питания курсовой системы происходит автоматическое согласование системы с быстрой скоростью независимо от режима работы системы: (ГПК или МК).

- включения и отключения быстрой скорости согласования при переключении системы из режима ГПК в режим МК и наличии при этом величины рассогласования более  $2^\circ$  между гироскопическим и магнитным курсами;

- отключения коррекции по сигналу выключателя коррекции ВК-53РВ;

- усиления сигнала в следящей системе «сельсин-датчик гиросагрегата - сельсин-приемник коррекционного механизма».

Автомат согласования АС-1 установлен в кабине пилотов на левой этажерке.

**Коррекционный механизм КМ-8** предназначен для:

- связи индукционного датчика ИД-3 с гиросагрегатом ГА-6;
- устранения четвертной и инструментальной погрешностей с помощью лекального устройства;

- ввода магнитного склонения;

- приведения в полете магнитного курса к ортодромическому.

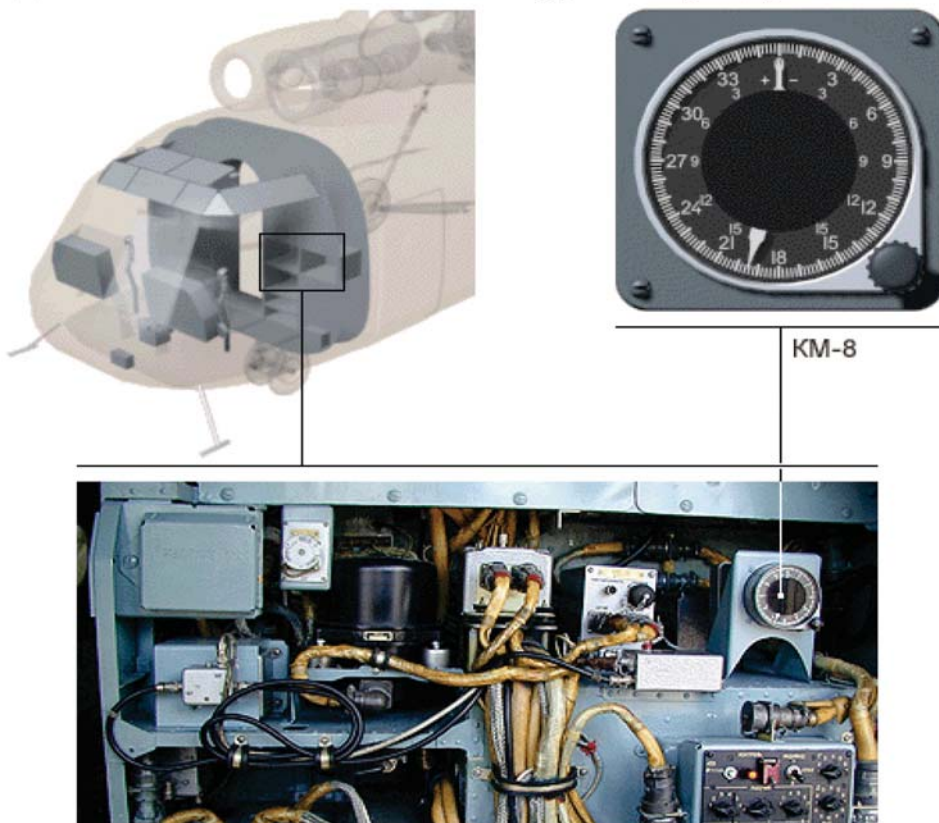


Рисунок 2.52. Расположение КМ-8

В коррекционном механизме установлены два сельсина: один служит для согласования ротора этого сельсина с положением чувствительного элемента датчика ИД-3 относительно направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли, второй - для передачи на гироагрегат ГА-6 сигналов курса, принятых с датчика ИД-3 и откорректированных в коррекционном механизме с помощью лекала и кремальеры.

Коррекционный механизм КМ-8 расположен в кабине летчиков на левой этажерке.

**Указатель УГР-4УК** представляет собой комбинированный прибор, предназначенный для указания курсов, углов разворота вертолета, пеленгов и курсовых углов радиостанций.

Указатель имеет две шкалы. По подвижной шкале и треугольному индексу на неподвижной шкале производится отсчет курса. С помощью стрелки по подвижной шкале отсчитывается пеленг радиостанции, а по неподвижной шкале - соответствующие курсовые углы радиостанций.

Указатели УГР-4УК установлены на левой и правой приборных досках.



Рис. 2.53. Расположение указателя УГР-4

**Выключатель коррекции ВК-53РВ (ВК-53ЭРВ, РШ)** предназначен для отключения коррекции курсовой системы ГМК-1А и авиаго-

ризонтов АГБ-3К во время выполнения вертолетом разворотов и виражей.

Чувствительные элементы коррекционных устройств, ориентирующие главные оси гироскопов в нужном направлении, правильно определяют это направление лишь при отсутствии ускорения. При действии ускорения (например, центростремительного во время разворота вертолета) чувствительный элемент уводится от нужного направления и устанавливается в положение, отличное от первоначального. По этому направлению коррекционная система начнет устанавливать и главную ось гироскопа, уводя ее от истинного направления и создавая тем самым ошибку в показаниях приборов. Эти ошибки могут быть устранены выключением коррекции на время, в течение которого действует ускорение.

Действие прибора основано на свойстве гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения гироскопа с осью вынужденного вращения. В выключателе коррекции гироскоп удерживается в среднем положении пружинами. При наличии угловой скорости гироскоп наклоняется, преодолевая действие пружин, и включает механизм задержки, который разрывает цепь коррекции через определенный промежуток времени после начала действия угловой скорости. Благодаря этому коррекция выключается только при установившейся угловой скорости. При колебаниях и толчках вертолета в полете коррекция не выключается. Выключатель коррекции установлен на правой этажерке в кабине летчиков, расположение выключо-

чателя коррекции ВК-53 дано на рисунке 2.54.

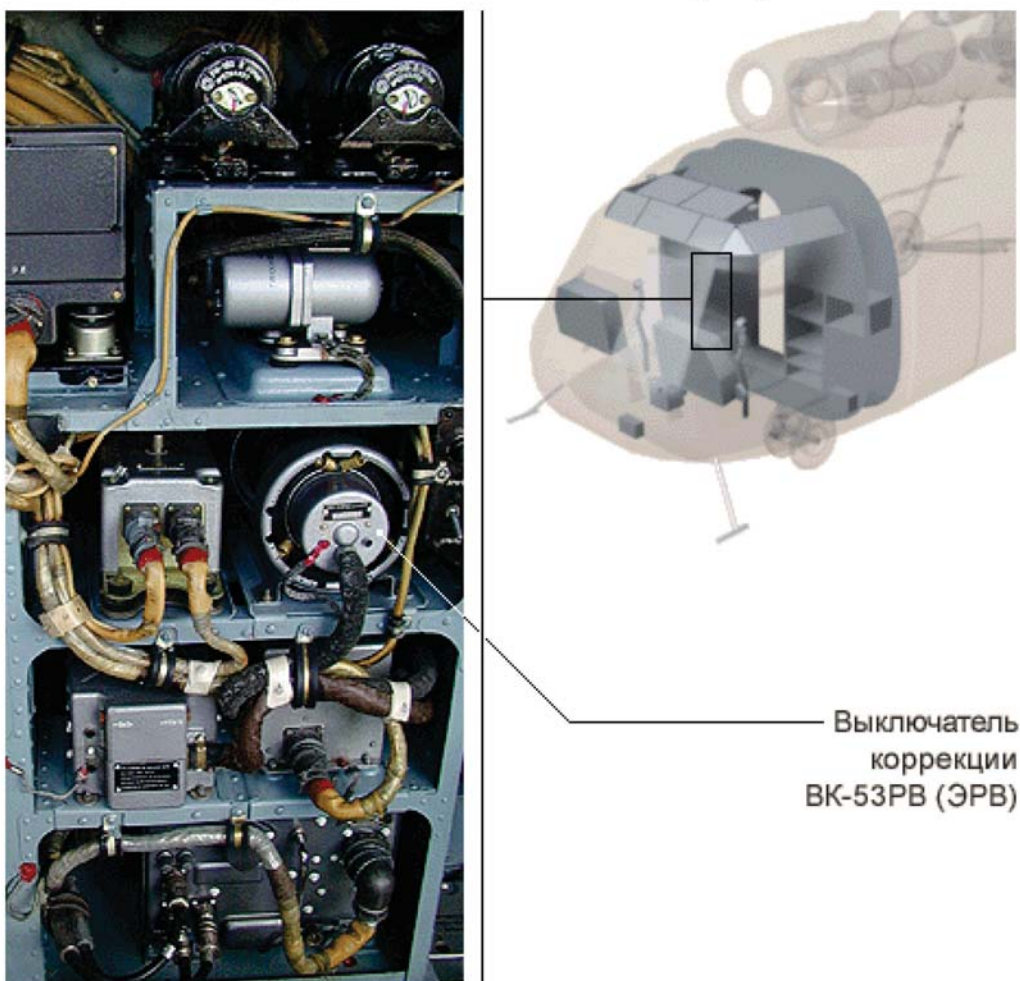


Рисунок 2.54. Расположение выключателя коррекции ВК-53

**Принцип действия ГМК-1А** основан на использовании совместной работы курсового гироскопа в ГА-6 с магнитным датчиком курса ИД-3.

Основным датчиком курса в курсовой системе является гироскоп ГА-6, а магнитный датчик ИД-3 используется только для коррекции курса по значению магнитного курса вертолета.

Это сочетание позволяет устранить недостаток курсового гироскопа (неспособность определять магнитный курс вертолета) и недостаток магнитного датчика (нестабильность показаний).

### **Режим магнитной коррекции (МК)**

В этом режиме сигнал по магнитному курсу вырабатывается индукционным датчиком ИД-3, а гироскоп выполняет функции осреднения и стабилизации сигнала курса, снятого с ИД-3. Датчик ИД-3

имеет чувствительный элемент, в сигнальных обмотках которого под действием горизонтальной составляющей магнитного поля Земли наводится ЭДС, величина которой зависит от положения продольной оси вертолета относительно магнитного меридиана магнитного поля Земли (т. е. от магнитного курса вертолета).

Сигнал магнитного курса, выданный с индукционного датчика ИД-3 и скорректированный на величину четвертной девиации и инструментальных погрешностей на элементах следящих систем коррекционного механизма КМ-8, подается на сельсин-датчик ГА-6, который согласуется со средним значением сигнала магнитного курса.

Этот осредненный сигнал магнитного курса поступает для отсчета на указатели УГР-4УК. В режиме МК на коррекционном механизме КМ-8 можно произвести ввод поправки на угол магнитного склонения магнитного поля Земли в пределах  $+180^\circ$ . В этом случае указатели УГР-4УК выдают значение истинного курса (ИК), а по шкале КМ-8 можно отсчитывать значение магнитного курса (без учета четвертной девиации).

### **Режим гиropolукомпаса (ГПК)**

В этом режиме датчиком курса является курсовой гироскоп гироскопа агрегата, сельсин-датчик курса которого предварительно согласован со значением магнитного курса вертолета, определенным с помощью индукционного датчика.

«Кажущийся» уход гироскопа в азимуте, зависящий от широты места нахождения вертолета, вызванный суточным вращением Земли и несбалансированностью гироскопа, компенсируется системой широтной коррекции.

Ось внешней рамы гироскопа расположена вертикально. На оси жестко закреплен ротор сельсина-датчика курса, а статор сельсина-датчика закреплен на корпусе гироскопа. Взаимное расположение ротора относительно статора однозначно определяет курс вертолета.

При изменении курса ротор сельсина-датчика остается неподвижным, а статор поворачивается вместе с корпусом гироскопа в новое положение. Следовательно, изменилось взаимное расположение ротора и статора, которое характеризует новый курс вертолета. Сигнал нового курса выдается сельсин-датчиком гироскопа на указатели УГР-4УК и в канал направления автопилота при включенном канале.

## Отсчет показаний по указателю УГР-4УК

МК (ИК) – по внутренней подвижной шкале против верхнего треугольного индекса внешней шкалы.

КУР – по внешней неподвижной шкале против «острого» (белого) конца стрелки АРК-МПР (ИПР) – по внутренней подвижной шкале против «острого» конца стрелки АРК-МПВ (ИПВ) – по внутренней подвижной шкале против «тупого» конца стрелки АРК.



Рис. 2.55. Указатель УГР-4УК

### Эксплуатация курсовой системы (предполетная подготовка)

#### Включение ГМК-1А

1. Включить АЗС «КПР-9», «Курсовая система».
2. Включить источник постоянного тока.
3. Включить основной преобразователь ПТ-500Ц.
4. На пульте управления (рис. 2.57) курсовой системы поставить органы управления в следующие положения:
  - переключатель режимов ГПК-МК – в положение ГПК;
  - ручку «Широта» – на широту исходного пункта маршрута;
  - переключатель полушарий «Сев.-Южн.» – в положение «Сев.» (при полетах в северном полушарии);
  - нажимные переключатели «Контроль 0 - 300°» и «ЗК» находятся в нейтральном (ненажатом) положении.
5. Установить отметчик магнитного склонения на коррекционном механизме с помощью кремальеры на нуль.
6. На правой боковой панели верхнего электропульта включить выключатель «ГМК». При этом в течение 45-90с происходит согласование следящих систем ГМК-1А по магнитному курсу и указатели УГР-

4УК показывают стояночный магнитный курс вертолета.

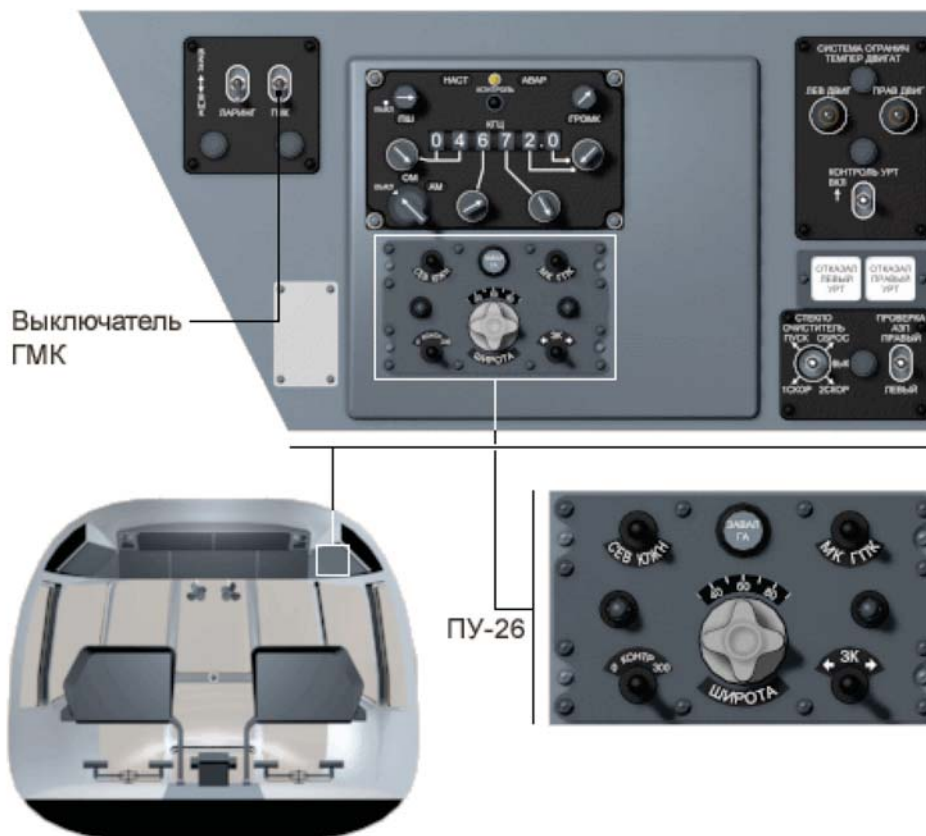


Рис. 2.56. Управление ГМК-1А

***ВНИМАНИЕ!** Проверку работоспособности системы производить через 5 мин после включения выключателя ГМК.*

### **Проверка работоспособности системы**

В режиме ГПК

1. Переключатель режимов на пульте системы поставить в положение «ГПК».

2. Переключатель «ЗК» нажать влево. Шкалы указателей УГР-4УК должны вращаться против часовой стрелки.

3. Переключатель «ЗК» нажать вправо. Шкалы указателей УГР-4УК должны вращаться по часовой стрелке со скоростью не менее 2 град/с.



Рисунок 2.57. Пульте управления ПУ-26 курсовой системы

В режиме МК

1. Переключатель режимов поставить в положение «МК».

2. Переключатель «Контроль» установить в положение «0». Указатели УГР-4УК и коррекционного механизма КМ-8 должны установиться с большой скоростью на значение  $0 \pm 10^\circ$ .

3. Переключатель «Контроль» установить в положение «300». Указатели УГР-4УК и коррекционного механизма КМ-8 должны установиться на значение  $300 \pm 10^\circ$  с большой скоростью. При положении переключателя «Контроль» «0» и «300» на пульте управления должна загореться лампочка «Завал ГА», указывая на исправность лампочки.

4. Переключатель «Контроль» поставить в нейтральное положение. При этом шкалы указателей и коррекционного механизма должны установиться на значение стояночного курса вертолета с нормальной скоростью. Для включения быстрой скорости согласования отклонить переключатель «ЗК» в любое крайнее положение.

В режиме контроля осуществляется быстрая комплексная проверка работы следящих систем курсовой системы путем отработки двух курсов ( $0 \pm 10^\circ$  и  $300 \pm 10^\circ$ ), получающихся при подключении обмоток датчика ИД-3 в определенном сочетании к источнику постоянного тока. Отработка углов  $0 \pm 10^\circ$  и  $300 \pm 10^\circ$  не зависит от положения датчика ИД-3 в азимуте.

*ВНИМАНИЕ! В режиме МК нажимной тумблер «ЗК» используется как кнопка быстрого согласования системы (перед взлетом, после выполнения длительных разворотов, перед посадкой).*

## **Эксплуатация курсовой системы в полете**

Перед вырубиванием на старт:

1. Установить режим работы ГПК.

2. Шкалу широтной коррекции установить на значение средней широты участка маршрута.

На исполнительном старте:

1. Установить вертолет строго по оси ВПП.

2. Убедиться, что УГР дает показания, равные магнитному курсу оси ВПП с точностью  $\pm 1^\circ$ . В противном случае с помощью переключателя «ЗК» довести эти показания УГР до требуемых.



В полете

1. Установить курс первого участка маршрута, равный ортодромическому магнитному путевому углу с учетом угла сноса (ОМПУ).

2. Следить за установкой широты места на пульте управления курсовой системы (если широта полета больше значения широты, установленной на пульте управления, то при выдерживании курса вертолет имеет тенденцию уклоняться вправо, а при меньшей влево).

На маршруте

Периодически проверять соответствие показаний курса по указателям УГР-4УК и КМ-8. Разница показаний не должна превышать  $2^\circ$ . Если в полете на пульте ГМК-1А загорится белая лампочка «Завал ГА», то пользоваться указателями УГР-4УК запрещается. В этом случае магнитный курс снимать по КМ-8 и компасу КИ-13.

При полетах с грузом на внешней подвеске необходимо пилотировать вертолет в режиме ГПК, так как в режиме МК указатели УГР-4УК имеют значительные погрешности более  $10^\circ$ .

Использование курсовой системы в режиме МК и ГПК

Установить режим МК, для чего:

- после взлета и набора высоты вывести вертолет на исходный пункт маршрута (ИПМ);
- пройти над ИПМ с курсом следования первого участка маршрута;
- продолжая полет с этим курсом следования, осуществлять тщательный контроль пути по направлению.

При подходе к поворотному пункту маршрута (ППМ) на величину упреждения разворота, не меняя режима работы системы, развернуть вертолет на курс следования следующего участка маршрута. Так осуществлять полет по всем последующим участкам маршрута.

При необходимости получения показаний истинного курса по УГР-4УК необходимо ввести на КМ-8 величину магнитного склонения.

В полете возможно проверить исправность ГМК. В режиме МК эта проверка аналогична проверке на земле при предполетной подготовке.

При разворотах вертолета с угловой скоростью  $0,1-0,3$  град/с индукционный датчик ИД-3 автоматически отключается от гироагрегата ГА-6. Это исключает накопление после виражной ошибки за время разворота. Отключение магнитной коррекции производит переключатель коррекции ВК-53РВ. После окончания разворота магнитная коррекция автоматически восстанавливается.

В режиме ГПК проверку осуществлять следующим образом:

- установить ручку «Широта» на значение широты места проверки;

- установить переключатель режимов в положение «МК» и нажать «ЗК» для согласования с большой скоростью;

- установить переключатель режимов в положение «ГПК» и произвести отсчет магнитного курса по УГР-4УК, затем через 30 мин установившегося полета по заданному курсу произвести вторичный отсчет курса. Разность между первым и вторым отсчетами курса не должна превышать  $\pm 1,5^\circ$ .

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. При проверке ГМК-1А с помощью переключателя «Контроль» при установке его в нейтральное положение и при включенном канале направления АП будет происходить отклонение вертолета по направлению (так как согласование будет происходить с нормальной скоростью). Для предотвращения этого необходимо при проверке ГМК выключить канал направления АП или же сразу после отработки углов «0» «300» нажать на «ЗК» для согласования с большой скоростью.*

*2. Во всех режимах работы ГМК с большой скоростью согласования канал направления АП должен автоматически переходить из режима стабилизации в режим согласования.*

Причины наиболее характерных неисправностей курсовой системы локализуются по следующим признакам:

а) если при установке переключателя "0 контр. 300" в положение "0" или "300" не загорается лампочка сигнализатора "Завал ГА", то причиной неисправности является нарушение цепи электропитания. Наиболее вероятно нарушение цепи может быть обусловлено перегоранием предохранителя СП-5 или выходом из строя коррекционного механизма;

б) если при установке переключателя "0 контр. 300" в положение "0" или "300" коррекционный механизм и оба указателя не отрабатывают контрольные курсы 0 или 300, а устанавливаются на другие курсы, то наиболее вероятной причиной является выход из строя КМ-8 или магнитоиндукционного датчика;

в) если при включении электропитания коррекционный механизм согласуется по стояночному магнитному курсу, а указатели не согласуются, то причиной неисправности является выход из строя автомата согласования;

г) если в режиме "МК" погрешность превышает допустимую величину, то причиной является несоответствие установки переключателя

"Сев.- Южн." или ручки широтного потенциометра географической широте данной местности;

д) если при работе курсовой системы постоянно светится лампочка сигнализатора "Завал ГА", то причиной неисправности является выход из строя гироагрегата.

Для устранения причин перечисленных неисправностей курсовой системы необходимо заменить соответствующий агрегат или блок и списать девиацию.

В процессе эксплуатации курсовой системы имели место случаи, когда при нажатии на одну из педалей наблюдался "уход" подвижной шкалы указателя УГР-4УК гиромагнитного компаса, а при снятии воздействия с педали шкала возвращалась в первоначальное положение. Наиболее вероятной причиной неисправности в таких случаях является пробой диода Д226. Диод установлен в РК ГМК-1. Для устранения причины неисправности необходимо заменить диод. Отметим, что такой характер проявления неисправности возможен только в случае одновременной работы канала направления автопилота и гиромагнитного компаса. При их отдельной работе неисправность не проявляется.

### **2.3. Автопилот Ап-34б II серии**

Четырехканальный электрогидравлический автопилот АП-34Б предназначен для улучшения пилотажных характеристик вертолета, обеспечивает улучшение устойчивости и управляемости вертолета путем демпфирования угловых колебаний;

Автопилот автоматически стабилизирует заданное положение вертолета по тангажу, крену, направлению, высоте и скорости полета.

Четыре канала АП обеспечивают:

автоматическую стабилизацию углов крена, курса и тангажа - в горизонтальном полете, при снижении и наборе высоты, при висении и при переходе с одного режима полета на другой;

- автоматическую стабилизацию барометрической высоты полета в горизонтальном полете и при висении;

- стабилизацию заданной воздушной скорости полета (через канал тангажа).

- автоматическую стабилизацию заданного гиромагнитного курса;

- выполнение эволюции, допускаемых инструкцией по технике пилотирования при обычном управлении вертолетом с выключенным АП;

### **Общие сведения об автопилоте:**

АП существенно облегчает работу пилота при пилотировании вертолета.

Разгружает пилота от управления угловыми движениями вертолета. При этом обеспечивается стабилизация заданных угловых положений, а за пилотом остаются функции контроля работы АП. Автопилот АП-34 – электрогидравлический, четырехканальный, имеет каналы направления, тангажа, крена, высоты.

Чувствительными элементами АП являются специальные электрические датчики, фиксирующие отклонение вертолета от заданного положения. Эти датчики, выдают сигналы, пропорциональные отклонению вертолета, которые через АП поступают на силовые исполнительные элементы, воздействующие на органы управления вертолетом: канал направления – на шаг хвостового винта; канал тангажа – на автомат перекоса в продольном направлении; канал крена – на автомат перекоса в поперечном направлении; канал высоты – на общий шаг несущего воздушного винта.

Автопилот в своей работе использует:

- авиагоризонт АГБ-3К, как датчик текущих значений углов крена и тангажа,
- гиромагнитный компас ГМК-1А, как датчик гиромагнитного курса,

Силовыми исполнительными элементами являются комбинированные гидроусилители, включенные в систему управления вертолетом: в ножном управлении – РА-60Б; в продольном направлении, в поперечном управлении и управлении общим шагом НВ – КАУ-30Б.

АП работает в режиме дифференциального управления, т. е. при включенном АП образуется замкнутая система «вертолет-летчик», «вертолет-автопилот». В результате осуществляется автоматическая стабилизация заданного положения вертолета путем воздействия АП

на органы управления через комбинированные усилители, в это же время пилот может управлять вертолетом, не отключая АП.

Безопасность полета в случае отказа АП обеспечивается тем, что перемещение органов управления от АП ограничено 20% от общего их хода, а также возможностью быстрого вмешательства пилота в управление вертолетом параллельно с АП или после его отключения.

Таблица 2.6. Основные технические данные АП-34Б

Точность выдерживания в спокойной атмосфере:	
- направления	$\pm(1-2)^\circ$
- крена	$\pm 1^\circ$
- тангажа	$\pm 1^\circ$
- высоты (до 1000м)	$\pm 6\text{м}$
- высоты (свыше 1000м)	$\pm 12\text{м}$
- скорости	$\pm 15\text{км/час}$
Время готовности к включению	Не более 2мин
Напряжение питания:	
- переменным трехфазным током	36В 400Гц
- постоянным током	27В $\pm 2,7\text{ В}$
Потребление от источников питания:	
- переменным током (в каждой фазе)	Не более 3А
- постоянным током	Не более 80Вт

### **Комплектность автопилота АП-34Б и его размещение на вертолете**

В комплект автопилота АП входят следующие комплектующие изделия:

- агрегат управления (АУ);
- блок усилителей (БУ);
- датчики угловой скорости (ДУС) по курсу 209Г, по крену 209К, тангажу 1209Е; ДУС крена и курса установлены на правой этажерке кабины экипажа, ДУС тангажа в радиоотсеке, 13 – 14 шп. (по продольной оси).
- компенсационные датчики по тангажу (КДТ), и крену КДК(6С2.553.002);
- нулевой индикатор (ИН-4);
- пульт управления (ПУ);
- кнопки отключения АП (2 шт.);
- корректор высоты (КВ-11).

Индикатор нуля ИН-4 и пульт управления 6С2.390.007 установлены между приборными досками в кабине пилотов.

Датчики угловых скоростей направления курса 1209Г, крена 1209К, агрегат управления 6С2.399.000 и блок усилителей 1479В установлены на правой этажерке в кабине летчиков.

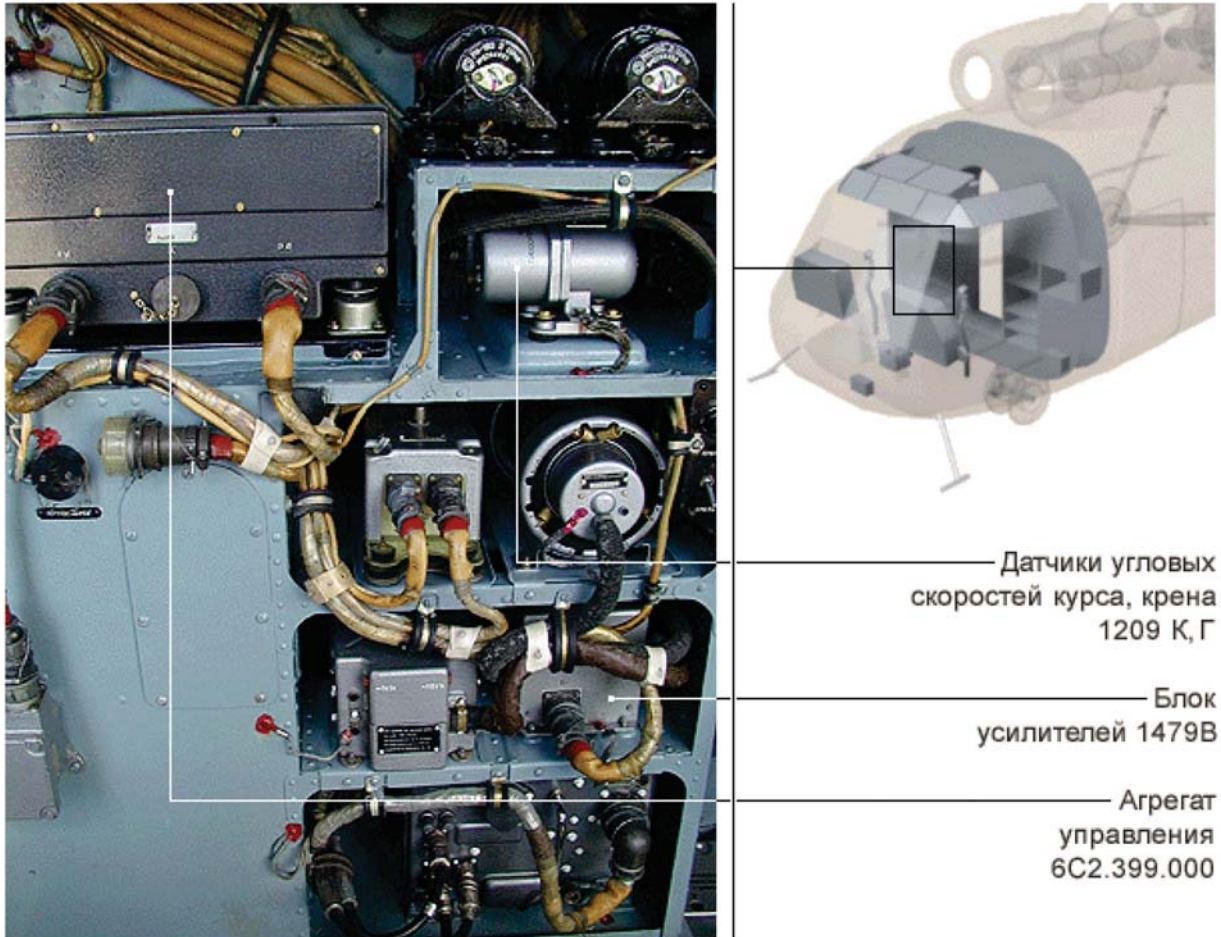


Рисунок 2.58. Размещение на вертолете датчиков ДУС, блока усилителей БУ и агрегата управления АУ автопилота

Датчик угловой скорости тангажа 1209Е установлен в радиоотсеке, там же расположен корректор высоты КВ-11.

Компенсационные датчики 6С2.553.002 установлены на шп. № 5Н слева со стороны грузовой кабины.

АУ, БУ, ДУС крена и направления установлены на этажерках за сидением правого пилота.

Кнопки отключения АП находятся на обеих ручках циклического шага.

КЗСП установлен под полом кабины экипажа справа и подключен в систему ПВД-6М.

Блок связи БС-34-1 установлен на правом борту грузовой кабины между шп. № 3 и 4.

Блок БСГ установлен под полом кабины летчиков на стенке шп. № 4Н.

Корректор высоты установлен на левом борту в радиоотсеке между шп. № 22 и 23.

Корректор-задатчик КЗСП установлен на кронштейне под полом кабины летчиков у шп. № 5.

Управление вертолетом по крену, курсу и тангажу осуществляется с помощью рукояток управления автопилота;

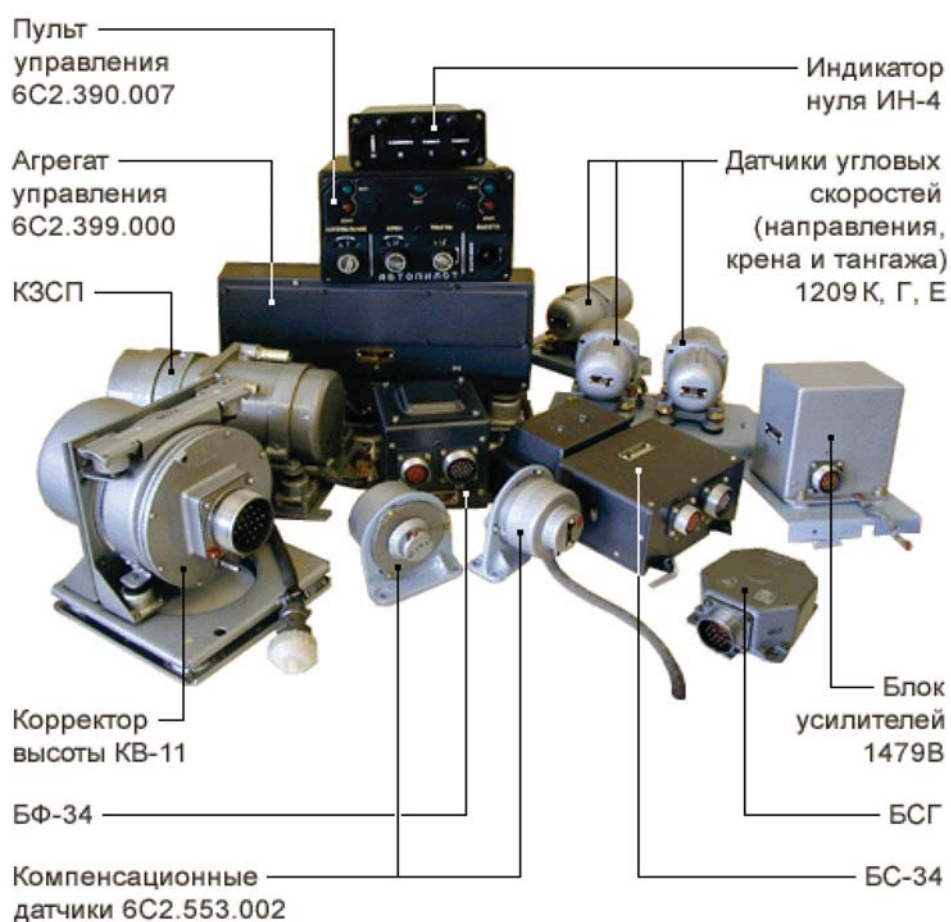


Рисунок 2.59. Комплектность автопилота АП-34Б

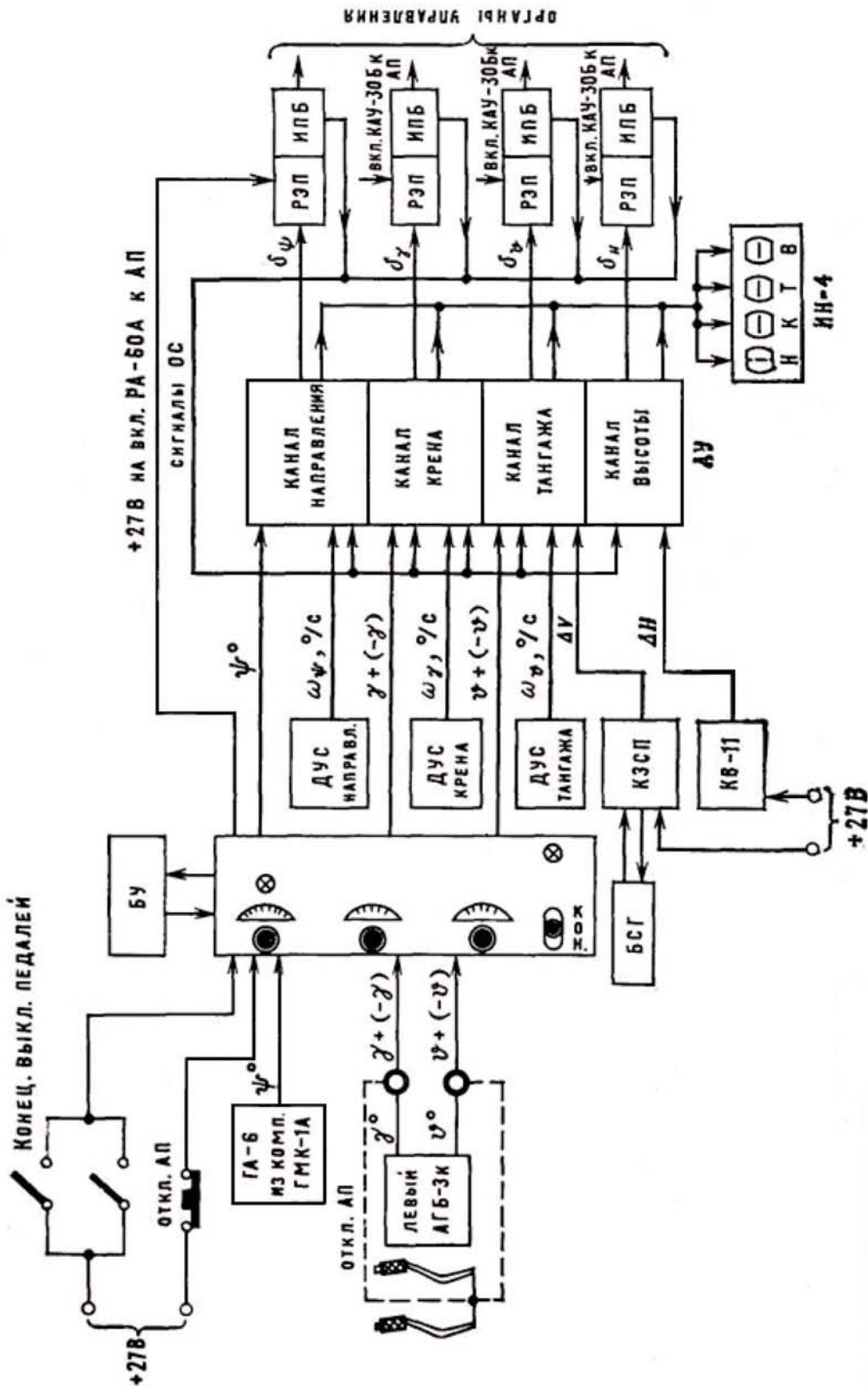


Рисунок 2.60. Функциональная схема автопилота.

Автопилот взаимодействует со следующими изделиями, входящими в штатное оборудование вертолета: курсовой системой ГМК-1А, авиагоризонтом АГБ-3К (сигналы, пропорциональные изменениям уг-



лов направления, крена и тангажа, снимаются с сельсинов-датчиков, установленных в этих изделиях), корректором-задатчиком приборной скорости КЗСП (работающим совместно с блоком сигнализации готовности БСГ), блоком связи БС-34-1, блоком фильтров БФ-34, комбинированными рулевыми агрегатами КАУ-30Б и РА-60Б, которые подключаются непосредственно к агрегату управления автопилота.

Кроме указанных элементов, с АП работают следующие агрегаты, не входящие в его комплект:

- комбинированный агрегат КАУ-30Б (3 шт.);
- комбинированный агрегат РА-60Б (1 шт.);
- электромагнитные краны ГА-192/2 (3 шт.);
- электромагнитные тормоза ЭМТ-2М (3 шт.);
- концевые выключатели на педалях;
- корректор-задатчик приборной скорости с блоком сигнала готовности БСГ.

#### Принцип работы автопилота

Каждый из четырёх каналов автопилота воздействует на определенные элементы системы управления, а именно:

- На канал направления (на шаг хвостового винта);
- На канал крена (на автомат перекоса в поперечном направлении);
- На канал тангажа (на автомат перекоса в продольном направлении);
- На канал высоты (на общий шаг несущего винта);

Одновременно с автопилотом на указанные системы управления может оказывать воздействие и пилот, так как автопилот включён в систему управления по дифференциальной схеме. Результирующее перемещение органов управления является алгебраической суммой перемещений от воздействий автопилота. При этом перемещение органов управления от автопилота не передаются на рычаги управления пилота. По сигналам автопилота органы управления вертолётá могут перемещаться только на 20% общего хода. Это необходимо для обеспечения безопасности полёта в случае отказа автопилота. Принцип действия канала тангажа автопилота можно рассмотреть с помощью функциональной схемы (рис. 2.60)

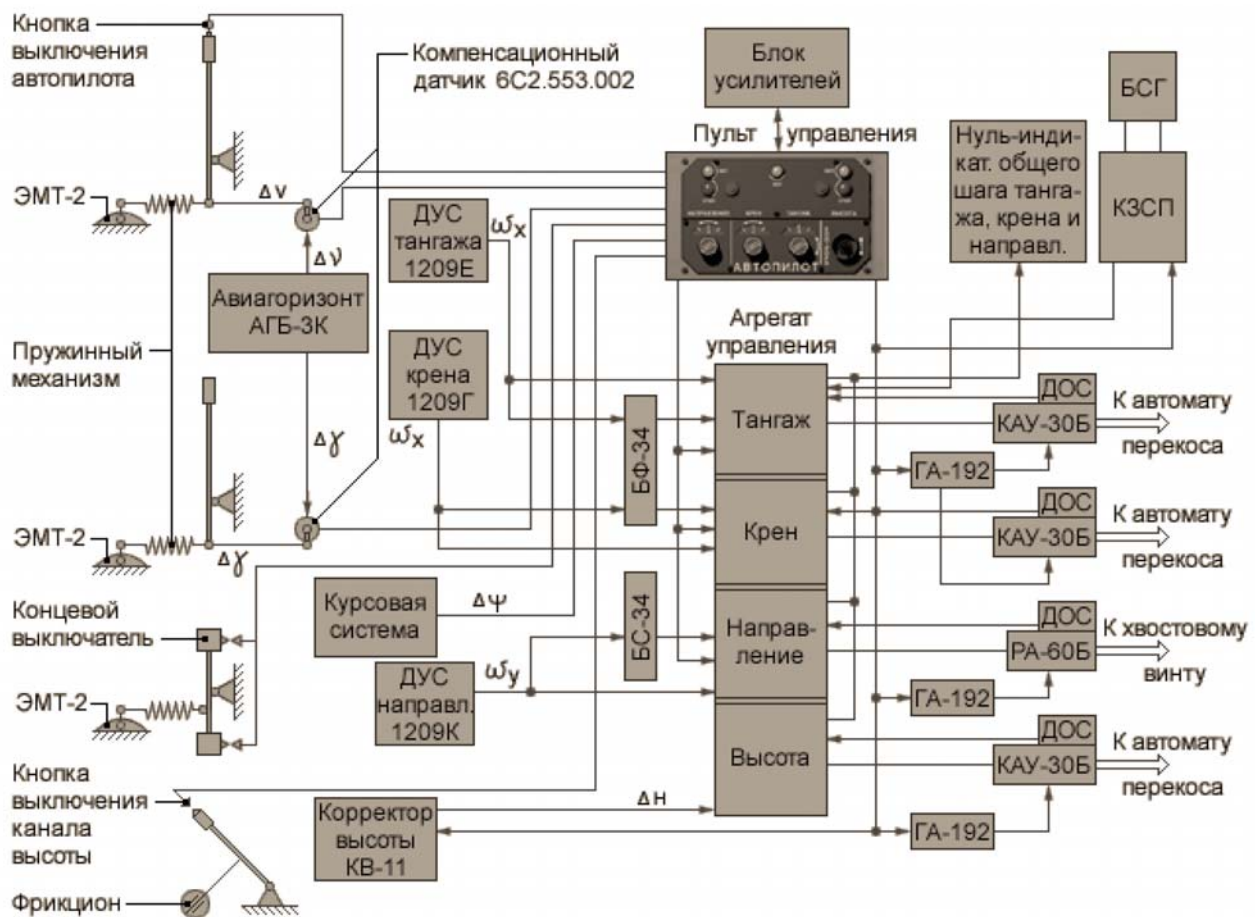


Рисунок 2.60. Функциональная схема канала тангажа автопилота

ДУС 1209Е- датчики угла тангажа и угловой скорости тангажа; КД- компенсационный датчик; АП- автопилот; В- Выключатель; РА- рулевой агрегат; ДООС- датчик обратной связи; ОУ- орган управления;  $\Delta\alpha$  - отклонение органов управления автопилотом;  $\Delta\beta$  - отклонение органа управления пилотом.

При разомкнутом выключателе В автопилот отключается и остается только один контур управления «Вертолёт-пилот». При замкнутом выключателе В автопилот включается и образуется две замкнутые системы управления: «Вертолёт-пилот» и «Вертолёт-автопилот». Если пилот не вмешивается в управление, тогда функционирует одна система «Вертолёт-автопилот». Этот режим носит название режим стабилизации полёта. Автопилот в этом случае поддерживает заданный режим полёта. Функциональная схема канала тангажа в этом режиме имеет вид, представленный на (Рис.2.61)

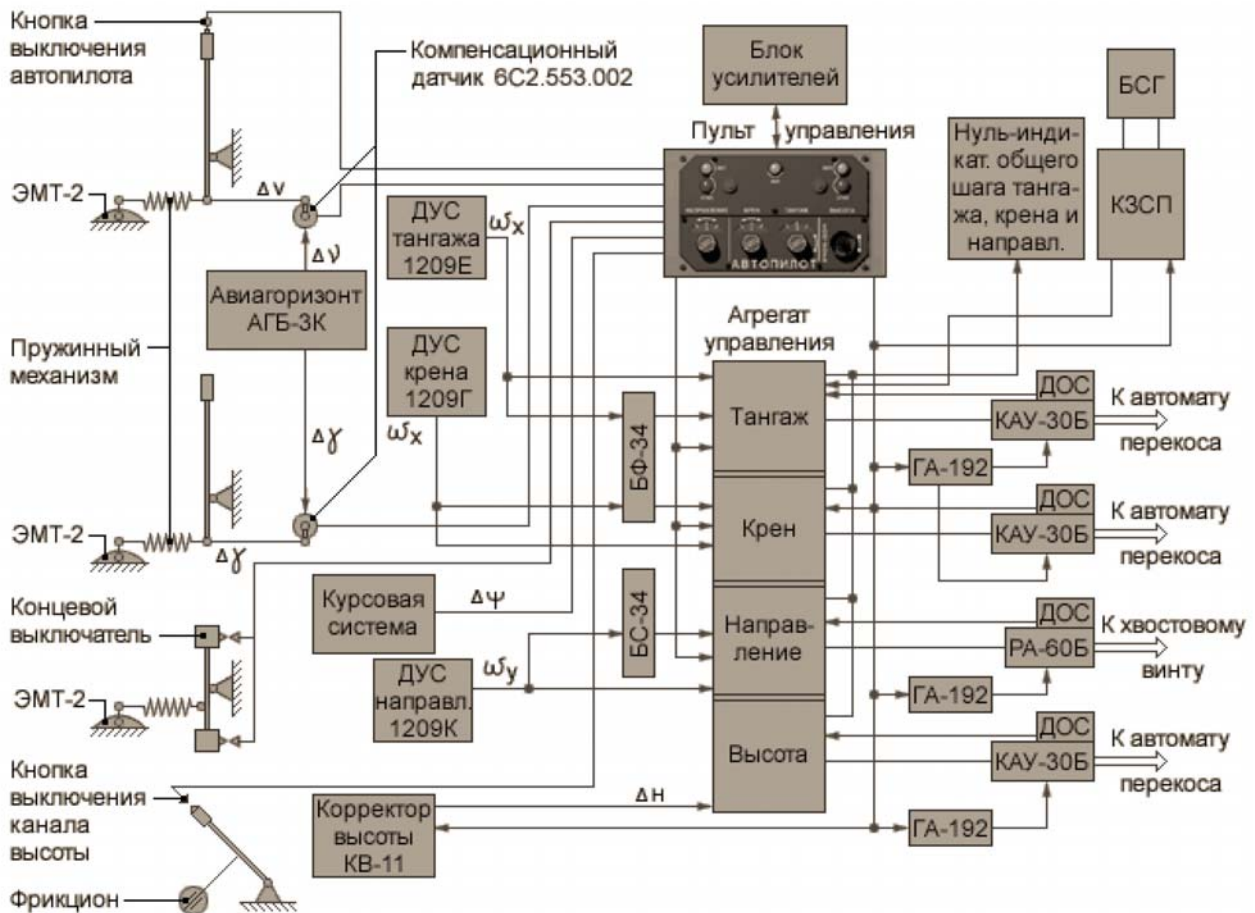


Рис.2.61 Функциональная схема канала тангажа в режиме стабилизации.

В этом случае вертолёт, совершая горизонтальный прямолинейный полёт, под действием каких-то возмущений начинает отклоняться по тангажу. Датчиком угла тангажа  $\nu$  является левый авиагоризонт АГБ-3К, с которого в автопилот поступают сигналы, пропорциональные углу тангажа  $\nu$ , а с датчика угловой скорости (ДУС) сигналы, пропорциональные угловой скорости  $\dot{\nu}$  отклонения вертолёт по тангажу.

Принцип действия автопилота в режиме стабилизации.

При разомкнутом выключателе В автопилот отключается и остается только один контур управления «Вертолёт-пилот». При замкнутом выключателе В автопилот включается и образуется две замкнутые системы управления: «Вертолёт-пилот» и «Вертолёт-автопилот». Если пилот не вмешивается в управление, тогда функционирует одна система «Вертолёт-автопилот». Этот режим носит название режим стабилизации. Автопилот в этом случае поддерживает заданный режим полёта.

Закон управления автопилота по тангажу имеет вид:

$$\delta_T = K_\vartheta \cdot \vartheta + K_{\dot{\vartheta}} \cdot \dot{\vartheta}$$

где:  $K_\vartheta$  - передаточное число автопилота по углу тангажа;  $K_{\dot{\vartheta}}$  - передаточное число автопилота по угловой скорости тангажа.

В каналах крена и направления режим стабилизации и законы управления аналогичны. Закон управления автопилота в канале высоты имеет вид

$$\delta_B = K_h \cdot \Delta h$$

где  $K_h$  - передаточное число автопилота по высоте;  $\Delta h$  - отклонение высоты полёта от заданной высоты.

режим стабилизации и законы управления аналогичны.

Закон управления автопилота в канале высоты имеет вид:

$$\delta_B = K_h \cdot \Delta h$$

где:  $K_h$  - передаточное число автопилота по высоте;  $\Delta h$  - отклонение высоты полёта от заданной высоты.

Стабилизация высоты полёта происходит следующим образом. При отклонении высоты полёта от заданной на величину  $\Delta h$  с корректора высоты (КВ-11) поступает электрический сигнал, пропорциональный этому отклонению. Этот сигнал усиливается и воздействует на рулевой агрегат, изменяющий общий шаг несущего винта и вертолёт возвращается на заданную высоту.

## Конструкция отдельных агрегатов АП-34Б



**Компенсационные датчики 6С2.553.002** предназначены для компенсации сигналов углов крена и тангажа, поступающих в автопилот при вмешательстве летчика в управление вертолетом (при отклонении ручки циклического шага). Компенсационный датчик пред-

ставляет собой дифференциальный сельсин типа ДФС-65-1Т, ротор которого на вертолете посредством рычага кинематически жестко связывается с ручкой управления летчика.

**Блок связи БС-34-1** предназначен для исключения рывков педалей



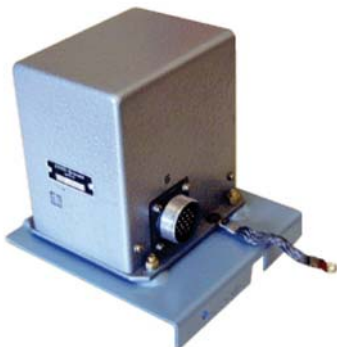
ножного управления при постановке ног на педали при включенном автопилоте АП-34Б путем введения изодромной связи в схему передачи сигнала угловой скорости от датчика угловой скорости направления 1209К к агрегату управления. В блоке связи БС-34-1 производится регулировка передаточного числа сигнала датчика угловой скорости направления.

**Блок сигнализации готовности БСГ** работает совместно с корректором-задатчиком приборной скорости КЗСП и



предназначен для выдачи сигнала готовности, свидетельствующего об исправности отработывающей системы корректора.

Блок БСГ представляет собой усилитель-реле, который замыкает или размыкает контактную систему в зависимости от величины входного сигнала. В соответствии с этим блок выдает или снимает сигнал готовности.



**Блок усилителей 1479В** предназначен для усиления сигналов переменного тока в системе согласования (обнуления) углов, работающей перед включением автопилота (режим согласования).

Блок усилителей состоит из трех одинаковых усилителей. Каждый усилитель - трехкаскадный

полупроводниковый с трансформаторными свя. Основные цепи усилителей выведены на штепсельный разъем.

**Блок фильтров БФ-34** предназначен для фильтрации сигналов, поступающих в агрегат управления от датчиков угловых скоростей в каналах крена и тангажа автопилота АП-34Б, в целях предотвращения автоколебаний вертолета.



Блок фильтров установлен на правом борту грузовой кабины между шп. № 3 и 4.

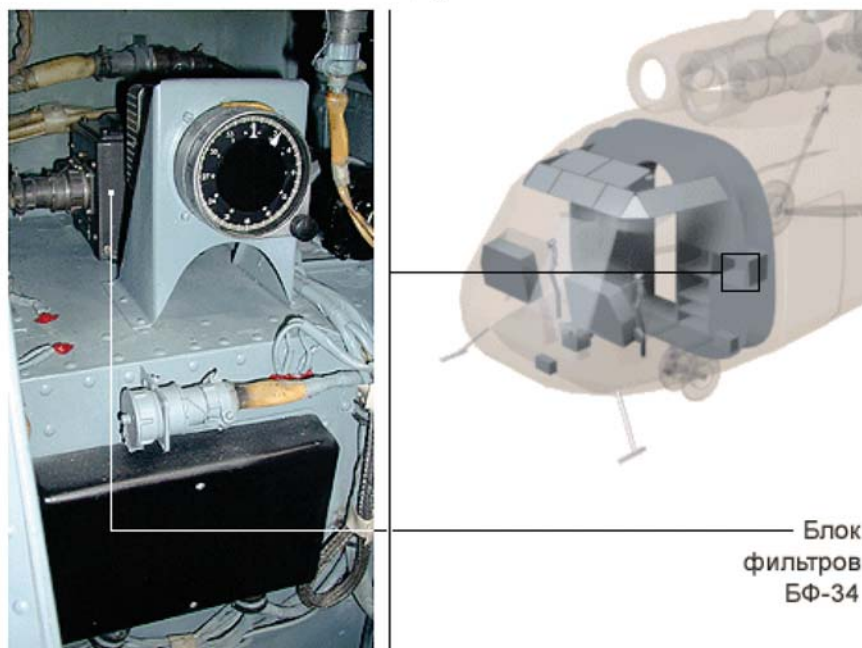


Рис. 2.62. Установка блока фильтров БФ-34

**Корректор высоты КВ-11** предназначен для выдачи в автопилот сигналов отклонения барометрической высоты полета от заданной величины.



В корректоре высоты датчиком, измеряющим изменение барометрического давления при изменении высоты полета, является блок анероидных коробок.

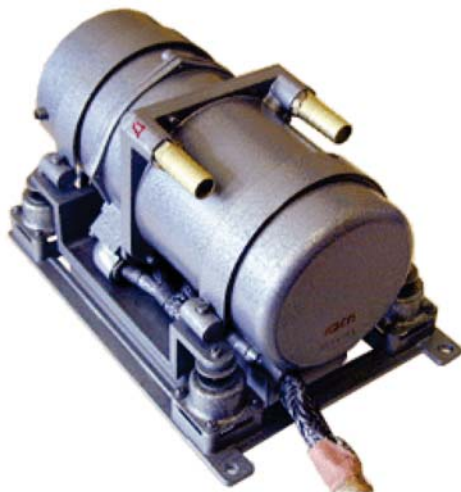
Перемещение жесткого центра анероидных коробок вызывает соответствующий поворот рамки индукционного датчика. Следящая система прибора работает от сигналов рассогласования индукционного датчика.

Напряжение, пропорциональное углу поворота рамки индукционного датчика относительно сердечника, подается на усилитель, а с выхода усилителя - на управляющую обмотку двигателя, который через

редуктор поворачивает сердечник с катушками возбуждения индукционного датчика до устранения рассогласования между ним и рамкой.

С механизмом следящей системы при помощи электромагнитной муфты может соединяться щетка потенциометра корректора высоты. При отключенной муфте центрирующие пружины автоматически устанавливают и удерживают эту щетку в нулевом положении на потенциометре (против средней точки). После включения муфты с потенциометра корректора высоты снимается сигнал, величина и полярность которого соответствует отклонению высоты от значения, имевшего место в момент включения муфты.

**Корректор-задатчик приборной скорости КЗСП** предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных отклонению скорости полета вертолета от заданного значения.



Принцип действия КЗСП основан на измерении динамического давления, изменяющегося по определенному закону с изменением приборной скорости полета вертолета.

Чувствительным элементом прибора является мембранная коробка с линейной характеристикой по приборной скорости, которая соединена с динамической системой ПВД.

На вертолете корректор-задатчик работает в режиме с обнулением выходного сигнала и в режиме коррекции.

В режиме с обнулением выходного сигнала КЗСП работает при включенном автопилоте и выключенном канале «ВЫСОТА». Характерной особенностью данного режима является отсутствие выходного сигнала независимо от скорости полета.

В режиме коррекции КЗСП работает при включенном автопилоте и ключенном канале «ВЫСОТА».

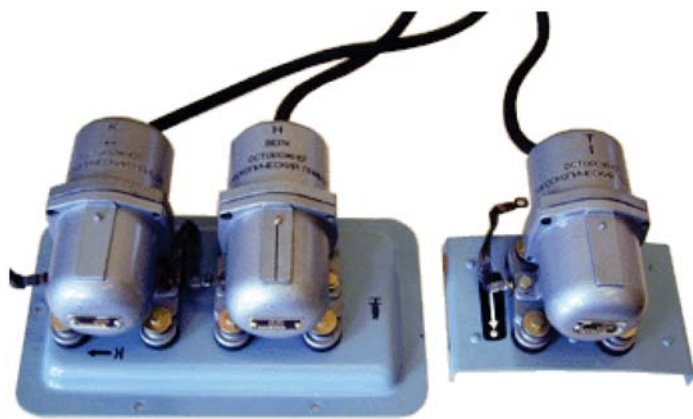
**Агрегат управления 6С2.399.000** предназначен для: преобразования, суммирования и усиления управляющих сигналов;- выполнения необходимых регулировок при эксплуатации автопилота.

Агрегат управления состоит из четырех каналов: направления, крена, тангажа и



высоты. В каналах направления, крена и тангажа на вход агрегата управления поступают сигналы углов из пульта управления и сигналы угловой скорости с датчиков угловой скорости. В канале высоты на вход агрегата управления поступает сигнал высоты с корректора высоты.

**Датчик угловой скорости 1209** предназначен для выдачи сигна-



лов, пропорциональных угловым скоростям вертолета относительно трех его главных осей. Датчик угловой скорости представляет собой гироскоп с двумя степенями свободы. Если такой гироскоп поворачивать относительно его измерительной оси, то по закону прецессии ротор гироскопа

будет поворачиваться вокруг оси, перпендикулярной измерительной до тех пор, пока возникший гироскопический момент не уравновесится моментом, создаваемым противодействующими пружинами.

Так как пружины имеют линейную характеристику, то угол поворота ротора гироскопа вокруг оси прецессии будет пропорционален угловой скорости поворота гироскопа вокруг измерительной оси. Съём сигналов, пропорциональных угловой скорости, осуществляется индукционным потенциометром, ротор которого закреплен на оси прецессии гироскопа. Датчики угловой скорости 1209К, 1209Г и 1209Е различаются только расположением оси гироскопа в кожухе прибора (у вариантов 1209Г и 1209Е ось гироскопа расположена вертикально по отношению к основанию прибора, а у 1209К - горизонтально).

**Индикатор нуля ИН-4** предназначен для индикации положения штоков рулевых агрегатов - исполнительных элементов автопилота.



Каждый канал индикации (направление, крен - тангаж, высота) имеет свой измеритель, в качестве которого используется микроамперметр магнитоэлектрической системы.

Принцип действия магнитоэлектрической системы нулевого индикатора основан на взаимодействии магнитного потока постоянного



магнита с магнитным потоком, созданным током, протекающим в подвижной катушке (рамке). При взаимодействии этих потоков создается вращающий момент, пропорциональный току, протекающему в рамке. Противодействующий момент создается двумя спиральными пружинами, которые одновременно служат токоподводами. Успокоение подвижных частей осуществляется за счет взаимодействия токов, индуктированных в каркасе и в обмотке рамки, с полем постоянного магнита.

При изменении положения штоков рулевых агрегатов на соответствующий измеритель нулевого индикатора поступает сигнал постоянного тока, который вызывает перемещение подвижной стрелки. Величина ее перемещения пропорциональна отклонению тока от нулевого значения.

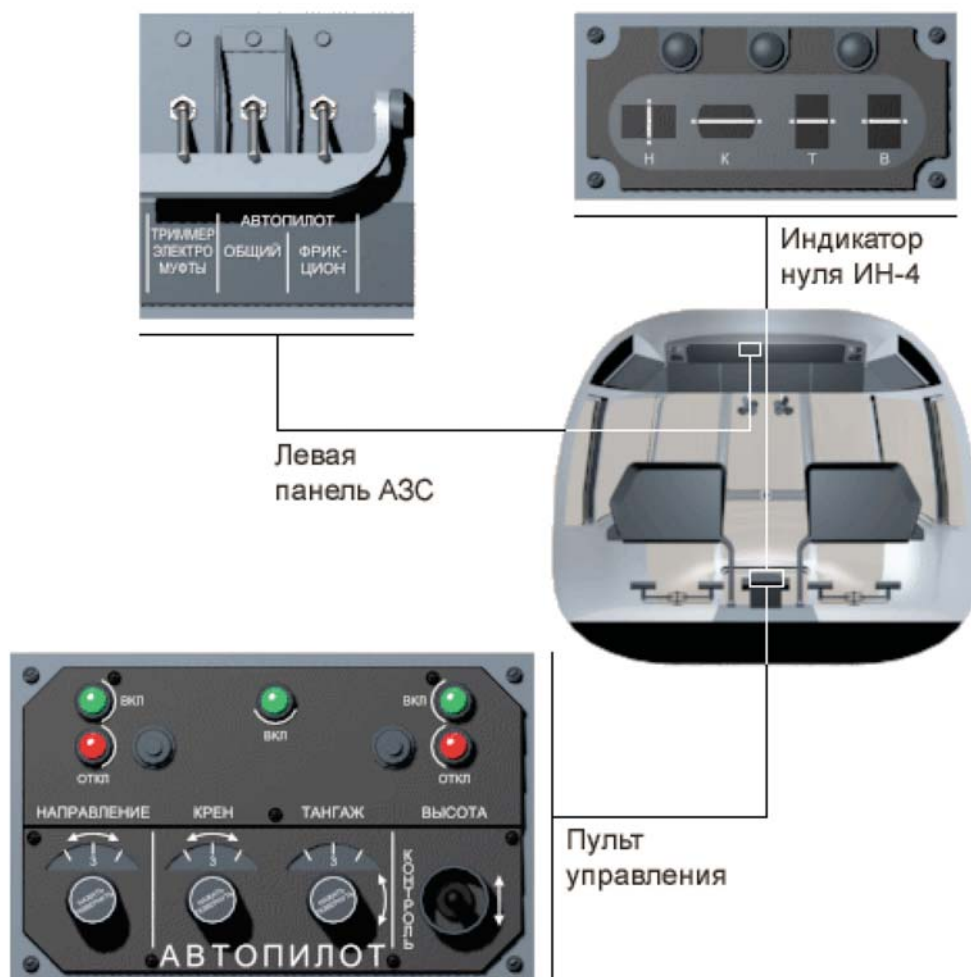


Рисунок 2.63. Размещение на вертолете АЗС-ов, пульта управления ПУ и индикатора нуля ИН-4

## **Краткое назначение основных блоков автопилота**

АУ предназначен для суммирования, преобразования, усиления входных сигналов, поступающих с чувствительных элементов АП, и выдачи управляющих сигналов поканально на комбинированные гидроусилители.

БУ обеспечивает работу АП в режиме «Согласование» (обнуление входных сигналов).

ПУ служит для обнуления сигналов перед включением АП, по канального включения АП и отключения каналов «направление», «высота», введения небольших поправок в управление вертолетом с помощью ручек центровки.

ИН-4 предназначен для индикации положений штоков цилиндров комбинированного управления рулевых агрегатов всех каналов при работе АП.

КДТ и КДК предназначены для компенсации сигналов по углу крена и тангажа от АГБ-ЗК, которые поступают в АП при вмешательстве пилота в управление вертолетом.

КВ-11 предназначен для выработки сигнала, пропорционального изменению барометрического давления при изменении высоты полета.

Кнопки отключения автопилота предназначены для отключения всех каналов автопилота одновременно.

## **Принцип работы автопилота**

Стабилизация заданного положения вертолета основана на принципе регулирования по углу и угловой скорости, а также по барометрическому давлению при наличии жесткой обратной связи.

Обратная связь в АП осуществляется от датчиков обратной связи (ДОС), вмонтированных в комбинированные гидроусилители и кинематически связанных со штоками цилиндров комбинированного управления. Сигнал от ДОС подается на вход агрегата управления АУ и нулевого индикатора ИН-4. Чувствительные элементы АП подразделяются на датчики, фиксирующие угол отклонения и угловую скорость вращения вертолета относительно соответствующей оси вертолета.

Чувствительными датчиками, воспринимающими угол отклонения вертолета, являются:

- 1) по направлению – гироагрегат курсовой системы ГМК-1А;

2) по крену и тангажу – левый АГБ-3К.

Кроме того, в каналах направления, крена и тангажа имеются датчики угловых скоростей (ДУС), которые фиксируют угловую скорость при отклонении вертолета относительно трех осей и выдают электрические сигналы, пропорциональные этим отклонениям;

3) по высоте – корректор высоты КВ-11;

4) по скорости – корректор - задатчик приборной скорости полета КЗСП.

КЗСП вырабатывает сигналы, пропорциональные изменению скоростного напора ( $P_d$ ) при изменении скорости полета.

Сигналы с чувствительных датчиков поступают на вход АУ отдельно по каждому каналу, где суммируются и преобразуются, усиливаются и затем с выхода АУ подаются на обмотки поляризованных реле (РЭП) комбинированных гидроусилителей.

Якорь поляризованного реле перемещается пропорционально сигналам чувствительных датчиков и вызывает перемещения золотника гидроусилителя, который в свою очередь вызывает перемещение выходного штока комбинированного гидроусилителя.

Выходные штоки комбинированных гидроусилителей связаны с органами управления вертолетом и вызывают их отклонение в положение, при котором вертолет начнет возвращаться в исходное положение.

Для предотвращения ухода вертолета в противоположную сторону с комбинированного гидроусилителя на вход АУ поступает сигнал обратной связи, противоположный по знаку управляющему сигналу.

ИН-4 показывают пилоту положение штоков цилиндров комбинированного управления при работе автопилота, когда АП стабилизирует положение вертолета.

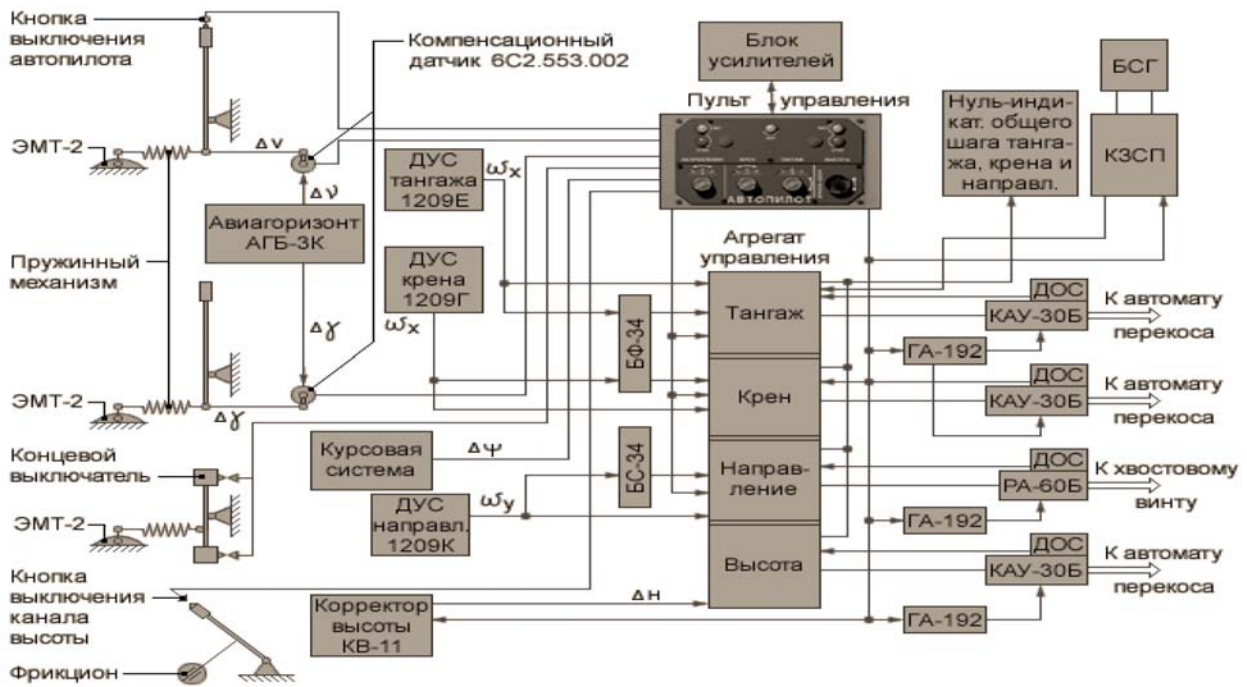


Рисунок 2.64. Блок-схема автопилота АП-34Б

В АП можно выделить следующие режимы работы:

- включение питания и согласование каналов, при этом происходит обнуление входных сигналов;
- автоматическая стабилизация заданного положения (без вмешательства пилота в управление вертолетом);
- управление вертолетом (комбинированное воздействие на органы управления вертолетом: от АП при возможном одновременной работе автопилота и вмешательстве пилота в управление для внесения поправок в управление вертолетом или изменения режима полета);
- отключение автопилота.

Основными режимами работы АП являются следующие режимы: - режим автоматической стабилизации; - режим управления.

При включении питания АП силовая исполнительная часть не подключена к управлению вертолетом и происходит автоматическое обнуление сигналов чувствительных элементов - АП работает в режиме согласования. Обнуление сигналов должно произойти в течение не более 2-х мин. Это необходимо с целью подготовки АП к включению каналов в заданном сбалансированном положении вертолета и исключению рывков и колебаний вертолета при подключении АП к силовым исполнительным элементам (комбинированным гидроусилителям). Время, необходимое для обнуления сигналов, не более 2мин (при работающих АГБ-3К и ГМК-1А). После обнуления сигналов можно

включать каналы автопилота. АП считается включенным в систему управления вертолетом тогда, когда комбинированные гидроусилители включены в управление от чувствительных элементов АП.

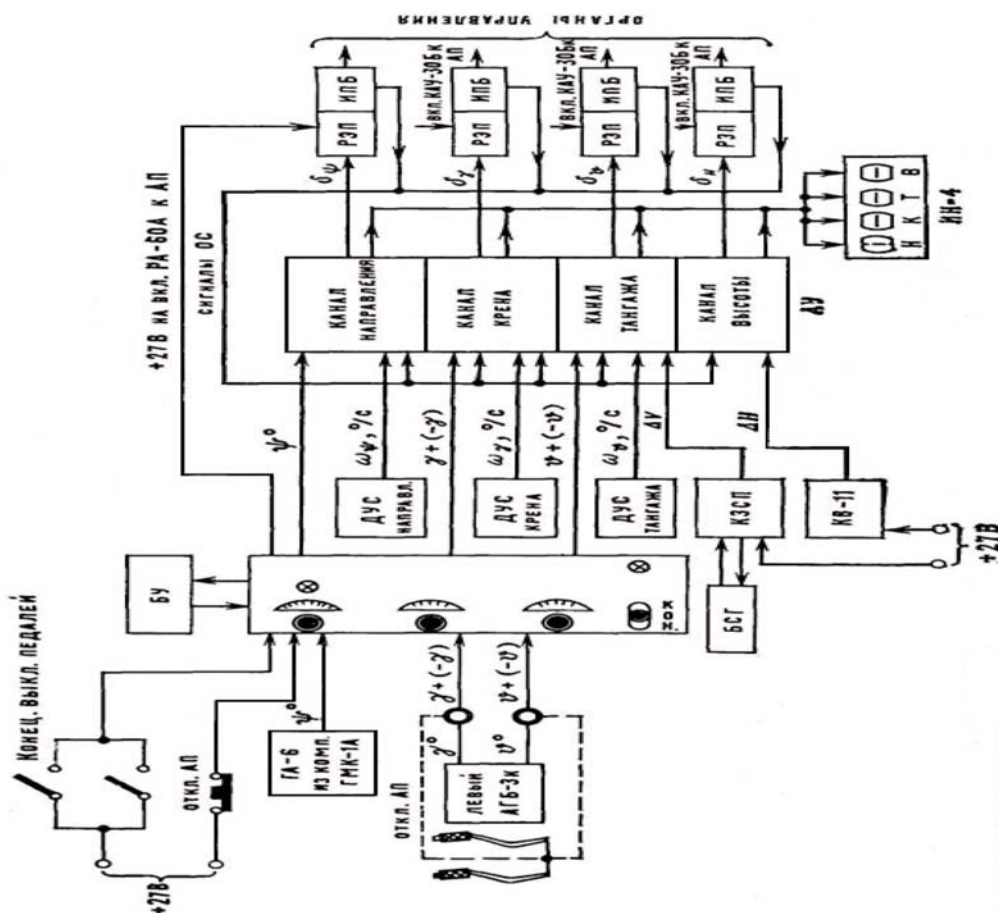


Рисунок 2.65. Функциональная схема АП-34Б

Подключение гидроусилителей к АП осуществляется с помощью трех электромагнитных кранов ГА-192/2.

Включение управления гидравлическими кранами производится отдельно по каналам «Направление», «крен – тангаж», «высота» с помощью трех кнопок-ламп с зелеными светофильтрами «вкл» на ПУ см. рис. 2.66.



Рисунок 2.66. Пульт управления автопилотом

При нажатии кнопок включаются соответствующие каналы и загорается зеленая лампа внутри кнопки, свидетельствующая, что ГА-192/2 сработал и гидроусилитель подключен к соответствующему каналу АП. Одновременно чувствительные элементы АП подключаются на вход АУ, а выход АУ подключен к поляризованным реле гидроусилителей. После этого АП будет работать в режиме автоматической стабилизации положения вертолёта по соответствующему каналу управления.

В этом режиме выходные штоки комбинированных гидроусилителей КАУ-30Б могут перемещаться в пределах 20% их полного хода, при этом рычаги управления, рукоятки управления и педали будут оставаться неподвижными и зафиксированными в заданном положении электромагнитными тормозами ЭМТ-2М. Ручки «ШАГ-ГАЗ» стопорятся фрикционным механизмом.

Комбинированный гидроусилитель РА-60Б, установленный в канале путевого управления, имеет возможность дополнительного перемещения

выходного штока гидроусилителя в полном диапазоне его хода, после выработки 20% хода. По условиям безопасности управления скорость дополнительного перемещения выбрана небольшой (порядка 10-20% от максимальной величины).

При ручном управлении вертолетом (изменение режима полета) необходимо исключить воздействие на гидроусилители сигналов от датчиков угловых отклонений вертолета (АГБ-3К, гироагрегата курсовой системы). Для этой цели в систему продольного и поперечного

управления включены компенсационные датчики (КДТ, КДК), которые кинематически связаны с ручкой управления и при ее перемещении выдают в АП сигналы, равные по величине и противоположные по знаку управляющим сигналам, поступающим от авиагоризонта АГБ-3К.

Таким образом, пилот управляет вертолетом ручкой управления, не выключая автопилот, который непрерывно стабилизирует заданное летчиком положение вертолета за счет сигналов, поступающих от датчиков угла и угловых скоростей.

Чтобы пилот мог управлять вертолетом по курсу при включенном автопилоте, на педалях ножного управления смонтированы гашетки и концевые выключатели, при нажатии которых происходит отключение датчиков угла и угловой скорости и перевод канала курса в режим согласования. Для управления по курсу при включенном АП необходимо нажать на гашетки педалей, при этом концевые выключатели отключают датчик угла курса (гироагрегат курсовой системы) и канал «направление» переводится в режим «согласование». После снятия ног с гашеток канал «Направление» автоматически включается и работает в режиме «стабилизация» нового курса вертолета.

Для управления ручкой «ШАГ-ГАЗ» надо нажать кнопку «Фрикцион», при этом канал «Высота» автоматически отключается и переводится в режим согласования, а фрикцион растормаживается. После перемещения ручки «Шаг-Газ» в новое положение, канал «Высота» необходимо включить а кнопкой-лампой «Вкл. высота» на ПУ.

В режиме «Управление» небольшие поправки в управление вертолетом (в пределах  $\pm 5^\circ$ ) по каналам направления, крена, тангажа обеспечиваются поворотом ручек центровки на пульте АП. При этом поворот ручки на 1 деление шкалы центровки соответствует  $1^\circ$  поправки управления соответствующего канала.

При выключении АП или отдельном выключении каналов гидроусилители отключены от АП и автопилот работает в режиме «согласование»- производится обнуление входных сигналов. Полное отключение АП производится при выключении АЗС-а автопилота.

### **Проверка автопилота под током**

Для включения автопилота необходимо:

1. Включить источники питания постоянным током (+27В и три фазы переменного тока 36В 400Гц. включением одного из преобразователя ПТ-500Ц и коробки переключения резерва КПР-9.

Напряжение источников питания должно быть:

- по постоянному току  $27 \pm 2,7\text{В}$ ; -Работоспособность по переменному току проверяется исправной работой авиагоризонтов и курсовой системы.

Включить гидросистему и проверить давление в гидросистеме, которое должно бвть в пределах  $42 \div 73 \text{кгс/см}^2$ .

2. Включить на электропульте постоянного тока АЗС «Триммер электромудфты», «Указат. шага винта», «Автопилот», курсовую систему «КС-3Г», включить «Авиагоризонт» левого пилота, предварительно нажав кнопку арретира АГБ-3К.

3. Включить на правой боковой панели выключатели КС-3Г, а переключатель «Авиагориз.» - КС-3Г установить в положение «Авиагориз.».

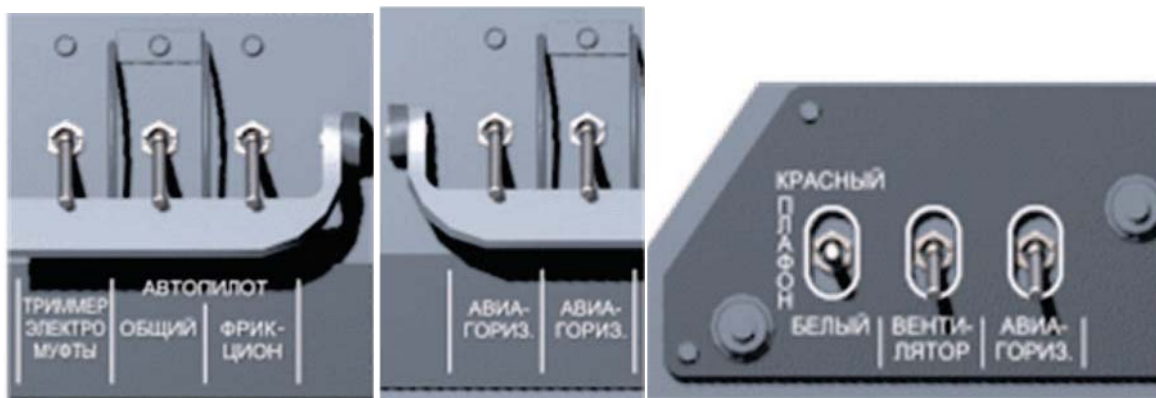


Рисунок 2.67. Левая панель АЗС и левый электрощиток

Примечание. Необходимо помнить, что автопилот начинает нормально работать спустя 2-3 мин после его включения.

4. Установить на пульте курсовой системы переключатель рода работ в положение «ГПК» и повернуть ручку «Задатчик курса» по часовой стрелке до упора. На пульте управления автопилота шкала «Направл.» должна вращаться по часовой стрелке. Повторить проверку, повернуть ручку «Задатчик курса» против часовой стрелке в противоположную сторону. шкала «Направл.» должна вращаться против часовой стрелке. Переключатель режима работ поставить в положение «ГПК» или «МК» в зависимости от того, в каком режиме работает курсовая система в полете (в режиме «МК» дополнительно нажать кнопку согласования курсовой системы).

**ВНИМАНИЕ!** Нижеследующие проверки, связанные с отклонением ручки управления при работающем несущем винте, следует выполнять, соблюдая особую осторожность. Убедиться в отсутствии посторонних предметов рядом с вертолетом (стремянки и т.п.). От-



*клонение ручки должно быть плавным и небольшим (не более  $\pm 50$  мм) от нейтрального положения.*

5. Отклонить ручку управления вправо, а затем влево. На пульте управления шкала «Крен» в момент отклонения ручки летчика должна вращаться соответственно против часовой стрелки, а затем по часовой стрелке.

6. Перевести ручку управления от себя, а затем – на себя. На пульте в момент отклонения рукоятки управления шкала «Тангаж» должна вращаться сначала против часовой стрелки, а затем по часовой стрелке.

7. Нажать на пульте управления последовательно кнопки-лампы «Вкл. направление»; затем «Вкл. крен – тангаж»; затем «Вкл. высота», которые при этом должны загореться.

8. Проверить отключение автопилота с рабочего места каждого пилота. При нажатии на кнопку «Откл. АП» на рукоятке управления левого пилота все лампы с трафаретом «Вкл.» гаснут.

Повторить проверку, произведя отключение автопилота кнопкой «Откл. АП» на рукоятке управления правого пилота.

8. Нажать на пульте управления автопилотом кнопку-лампу «Корректор». высота», которая должна при этом загореться зеленая лампа «Вкл. высота».

При нажатии на кнопку «Фрикцион» на ручке общего шага левого пилота лампочка «Вкл. высота» гаснет.

Повторить проверку, произведя отключение канала высоты от кнопки «Фрикцион» на ручке правого летчика.

9. Установить педали нейтрально. Снять ноги с педалей. Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. направление», которая должна при этом загореться, а стрелка Н на индикаторе ИН-4 должна быть в среднем положении (допустимая величина отклонения в обе стороны — не более толщины стрелки).

Повернуть на пульте управления шкалу «Направление» по часовой стрелке на три деления (что соответствует рассогласованию в  $3^\circ$ ), при этом стрелка Н на индикаторе ИН-4 должна отклониться вправо.

Повернуть шкалу «Направление» по часовой стрелке до момента начала перемещения педалей. Педали должны перемещаться в направлении «Правая педаль» вперед (угол рассогласования должен быть не более  $15^\circ$ ).

***ВНИМАНИЕ!** Соблюдать особую осторожность при отклонении педалей при работающем несущем винте. Не допускать отклонения педалей более чем на  $\pm 50$  мм от нейтрального положения во избежание разворотов вертолета на земле.*

Поставить ноги на педали. При этом стрелка *H* на индикаторе ИИ-4 должна установиться в среднее положение, шкала «Направление» на пульте управления должна вернуться примерно в исходное положение.

Повторить проверку, отклоняя шкалу «Направление» на пульте управления против часовой стрелки. При этом стрелка *H* на индикаторе ИИ-4 должна отклониться влево, а педали – в направлении «Левая педаль вперед». Нажать на пульте управления кнопку «Откл. направление». При этом лампочка «Вкл. направление» должна погаснуть.

Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. крен-тангаж», которая при этом должна загореться, а стрелки *K* и *T* на индикаторе ИИ-4 должны быть в среднем положении (допустимая величина отклонения в обе стороны – не более толщины стрелки).

Отклонить ручку управления вправо и от себя – на индикаторе ИИ-4 стрелка *K* должна отклониться по часовой стрелке, а стрелка *T* – вниз.

Нажать на ручке управления кнопку «Откл. АП» при этом лампочка «Вкл. крен-тангаж» гаснет, стрелки *K* и *T* индикатора ИИ-4 устанавливаются в средние положения.

Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. крен-тангаж», которая при этом должна загореться, а стрелки *K* и *T* на индикаторе ИИ-4 должны быть в среднем положении.

Отклонить ручку летчика влево и на себя – на индикаторе ИИ-4 стрелка *K* должна отклониться против часовой стрелки, а стрелка *T* – вверх.

Нажать на ручке летчика кнопку «Откл. АП». При этом лампочка «Вкл. крен-тангаж» гаснет, стрелки *K* и *T* индикатора ИИ-4 должны установиться в средние положения.

Нажать на пульте управления кнопку-лампу «Вкл. крен-тангаж», которая при этом должна загореться, а стрелки *K* и *T* на индикаторе ИИ-4 должны быть в среднем положении.

Повернуть на пульте управления шкалы «Крен» и «Тангаж» по часовой стрелке на три деления (что соответствует рассогласованию в  $3^\circ$ ); на индикаторе ИИ-4 стрелка *K* должна отклониться по часовой стрелке, а стрелка *T* – вниз.

Повторить проверку, поворачивая шкалы «Крен» и «Тангаж» против часовой стрелки. На индикаторе ИН-4 стрелка *K* при этом должна отклониться против часовой стрелки, а стрелка *T* – вверх.

Ручку «ШАГ-ГАЗ» поставить в среднее положение.

Нажать на пульте управления кнопку-лампочку «Вкл. высота», которая при этом должна загореться, а стрелка *B* индикатора ИН-4 должна быть в среднем положении (допустимая величина отклонения в обе стороны – не более толщины стрелки).

Тумблер «Контроль» на пульте управления поставить в верхнее положение. При этом стрелка *B* индикатора ИН-4 должна отклониться вверх. Одновременно нажать кнопку «Откл. высота» на пульте управления. Лампочка «Вкл. высота» при этом гаснет, а стрелка *B* индикатора ИН-4 должна установиться в среднее положение.

Повторить проверку, поставить тумблер «Контроль» на пульте управления вниз. При этом стрелка *B* на индикаторе ИН-4 должна отклониться вниз.

Отключить автопилот кнопкой на ручке управления левого или правого летчика.

### **Проверка автопилота под током совместно с курсовой системой ГМК-1А**

1. Включить источники питания постоянного тока +27В и основной преобразователь трехфазного переменного тока 36В.

На панели АЗС включить АЗС «Преобразов. 115В», «Аэродромное питание 115В», «КПР-9», «Гидросистема (основн.)», «Указат. шага винта», «Триммеры», «Автопилот (общий фрикцион)», «Авиагоризонт (левый)», «Курсовая система».

Включить преобразователь переменного тока 115В.

Включить авиагоризонт левого летчика, предварительно нажав кнопку «Арретир» на приборе АГБ.

Создать давление в основной гидросистеме в пределах 42-73 кгс/см<sup>2</sup>. На пульте управления курсовой системы установить переключатель режимов в положение «ГПК» и включить систему с помощью выключателя ГМК-1 на правой боковой панели.

## **Проверка блокировки канала направления автопилота от датчика курса «ЗК» курсовой системы**

Установить педали ножного управления в нейтральное положение, снять ноги с педалей. На пульте управления АП-34Б нажать на кнопку-лампочку «Вкл. направление», которая должна загореться.

*ВНИМАНИЕ! Необходимо помнить, что автопилот начинает нормально работать спустя 2–3 мин после его включения, а курсовая система – спустя 5 мин (в режиме ГПК).*

Повернуть шкалу «Направление» на пульте АП-34Б по часовой стрелке до момента начала перемещения педалей (угол рассогласования не более 15°). Педали начнут перемещаться в направлении «Правая педаль вперед».

Перевести на пульте ПУ-263 переключатель «ЗК» вправо; канал направления должен перейти в режим согласования (шкала «Направление» будет вращаться против часовой стрелки, индекс «Н» на нулевом индикаторе должен установиться в среднее положение), при этом шкала курса указателей УГР-4УК будет вращаться по часовой стрелке, педали останутся в прежнем положении. Нажать кнопку «Триммер» на ручке управления, педали при этом примут исходное положение.

Повторить проверку, повернув шкалу «Направление» на пульте управления АП-34Б против часовой стрелки на угол рассогласования не более 15°. Педали начнут перемещаться в направлении «Левая педаль вперед». Перевести переключатель «ЗК» влево, канал направления при этом переходит в режим согласования (шкала «Направление» будет вращаться по часовой стрелке, индекс К на нулевом индикаторе должен установиться в среднее положение). При этом шкала курса указателей УГР-4УК будет вращаться против часовой стрелки, педали останутся в прежнем положении. Кнопкой «Триммер» вернуть педали в нейтральное положение.

Переключатель режимов курсовой системы установить в положение «МК», согласовать систему по магнитному курсу.

## **Проверка блокировки автопилота от переключателя режимов и от переключателя «0 — Контр. — 300» курсовой системы**

Проверить работоспособность курсовой системы в режиме «МК» с помощью переключателя «0 – Контр. – 300» в соответствии с разделом «Особенности эксплуатации курсовой системы» при включенном

канале направления автопилота и убедиться, что курсовая система согласовывается с большой скоростью и канал направления автопилота переходит в режим обнуления при положениях переключателя «0 – Контр. – 300», в положениях «0» и «300», при этом шкалы указателей УГР и шкала «Направление» пульта управления АП-34Б должны вращаться (в разные стороны).

### **Проверка блокировки курсовой системы от микровыключателей на педалях ножного управления**

Переключатель режимов установить в положение ГПК и нажатием на переключатель «ЗК» задать курс на указателе УГР, отличный от нуля. Отпустить переключатель «ЗК».

Нажать на педали ножного управления, шкалы указателей УГР-4УК должны остановиться в установленном положении.

Проверить блокировку канала направления автопилота от курсовой системы при выключенном автопилоте.

Для этого необходимо выключить АЗС автопилота «Общий», «Фрикцион», нажать на педали ножного управления и в момент согласования системы ГМК-1А с большой скоростью нажать на кнопку-лампочку «Вкл.» направления. Автопилот не должен включаться, красная лампочка не должна гореть. Если при совместной работе курсовой системы ГМК-1А и автопилота в канале направления будут замечены ненормальности, то причиной неисправности может быть пробой диодов во внешней цепи включения согласования канала направления автопилота.

### **Полеты с автопилотом**

Включение автопилота не требует предварительной настройки и может производиться на любом курсе. Зона рабочих углов по крену и тангажу не оговаривается. В автопилоте предусмотрена возможность отдельного отключения каналов направления, крена и тангажа одной кнопкой "Откл." и канала высоты другой кнопкой "Откл."

Пилотирование вертолета с включенным АП является основным видом полетов. АП значительно упрощает и облегчает пилоту выполнение всех режимов полета. Разрешается выполнение полета с отдельными включенными каналами АП. Весь полет от взлета до посадки рекомендуется выполнять с включенными каналами «Крен» и «Тан-

гаж». Канал «Высота» разрешается включать только в горизонтальном полете с высоты не менее 0 м. Полеты с АП рекомендуется производить в режиме ГПК работы курсовой системы.

Включить питание и нужные АЗС и через 2 мин на ПУ АП нажать кнопки «Вкл. направление» и «Вкл. крен -тангаж». Включенные кнопки-лампочки должны загореться зеленым светом.

Совпадение нулей контролировать по нейтральному положению стрелок на ИН-4. Если сигналы не установились на нуль в течение 2 мин после включения питания, то надо выполнить эту операцию вручную ручками центровки на ПУ.

Взлет производить при включенном АП (кроме канала «Высота»).

При взлете рекомендуется держать ноги на педалях и выдерживать курс отклонением педалей. При взлете с брошенными педалями заданный курс вертолета выдерживается с точностью до  $10^\circ$ .

Висение выполняется так же, как и без АП. Ноги держать на педалях, при этом движения ручкой управления должны быть более плавными. Не требуется двойных движений ручкой управления для удержания вертолета на месте висения.

Работу АП контролировать по стрелкам ИН-4. Стрелки *K*, *T*, *H* должны колебаться около нейтральных положений.

Примечание. Стрелка *H* колеблется, если только ноги сняты с педалей; если ноги на педалях, стрелка *H* стоит нейтрально (стрелка канала «Направление» стоит на «0»).

Если стрелки *K*, *T*, *H* на висении будут вблизи крайних упоров индикатора, необходимо отклонением органов управления и одновременно ручками центровки на ПУ поставить их нейтрально. Можно также выключить АП и после установки указанных стрелок нейтрально снова включить АП.

Разгон и набор высоты можно выполнять с брошенными педалями. При этом точность удержания вертолета на заданном курсе будет до  $10^\circ$ . При наборе высоты на скорости  $100 \div 140$  км/ч пилот должен ручкой управления регулировать скорость.

При выполнении разворотов ноги должны быть на педалях, так как если педали будут брошены, появляется сильное скольжение вертолета. Выполнение виражей при помощи обычных рычагов управления не отличается от обычного (как при выключенном АП). Развороты выполнять с кренами не более  $15^\circ$ . Можно при развороте угол крена задавать ручкой центровки «Крен» на ПУ.

В горизонтальном полете возможно медленное изменение скорости полета, поэтому необходимо периодически восстанавливать заданный режим полета отклонением ручки управления и педалей. При скоростях полета 150÷230 км/ч изменение скорости будет меньше. На этих скоростях рекомендуется использовать КЗСП. В горизонтальном полете введение небольших поправок в пределах  $\pm 5^\circ$  можно выполнять ручками центровок на ПУ «Направление», «Крен», «Тангаж». При этом поворот ручки на одно деление шкалы соответствует одному градусу поправки по угловому положению вертолета на данном канале.

При необходимости изменить высоту или скорость полета следует отключить канал «Высота» и включить его вновь после того, как вертолет будет сбалансирован на новом режиме полета.

При неправильной балансировке вертолета для данного режима горизонтального полета стрелка ИН-4В будет уходить на упоры. При уходе стрелки вверх следует уменьшить мощность двигателей, а при уходе вниз – увеличить мощность.

Переходные режимы полета от горизонтального к набору высоты, снижению или авторотация или наоборот выполняются так же, как и без АП.

Торможение от любой скорости полета до висения может выполняться со сброшенными педалями, при этом вертолет может разворачиваться влево до  $10^\circ$ .

Перед посадкой поставить ноги на педали и выдерживать заданный курс.

При выполнении взлета с разбегом и посадки с пробегом, как с работающими двигателями, так и на авторотации каналы «Направление» и «Высота» отключить.

Каналы «Направление» и «Высота» при необходимости можно отключить кнопками «Выкл. направление», «Выкл. высота» (эти кнопки имеют красный светофильтр). При этом кнопки «Вкл. направление» и кнопки «Вкл. высота» погаснут.

Канал «Высота» можно также отключить кнопкой «Фрикцион» на ручке «Шаг-Газ». При этом зеленая кнопка «Вкл. высота» на ПУ погаснет.

Все каналы АП отключаются кнопками «Откл. АП» на одной из ручек циклического шага (при этом АП переходит на работу в режим обнуления).

Отключение канала или АП может сопровождаться небольшим рывком вертолета по соответствующей оси стабилизации (вследствие

возвращения «раздвижных тяг» рулевых агрегатов в нейтральное положение).

Повторное включение АП можно производить на любом установившемся режиме полета.

Отказ АП по любому каналу сопровождается характерным рывком вертолета. При этом надо отключить этот канал. Повторное включение отказавшего канала запрещается. Отказ АП может сопровождаться изменением углового положения вертолета с большими угловыми скоростями, поэтому пилоты должны постоянно быть готовыми отключить АП и взять управление вертолетом на себя.

*ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ 1. Не рекомендуется при включенном канале «Направление» переключать курсовую систему с режима ГПК на МК, так как возможны рывки вертолета по курсу.*

*2. При включенном канале «Направление» запрещается нажимать переключатель «ЗК», если курсовая система работает в режиме ГПК, так как это приведет к развороту вертолета с заданного курса (только для КС-3Г).*

Наиболее характерные неисправности автопилота происходят вследствие повреждений его электроцепей и из-за выхода из строя входящих в комплект или работающих вместе с ним агрегатов. Причины этих неисправностей рекомендуется устранять, используя следующие подходы.

- Если при работе автопилота не включается ни один из его каналов (не загораются зелёные лампочки при нажатии на кнопки включения), то наиболее вероятной причиной является отсутствие напряжения бортсети на клемме "6" ШР пульта управления из-за повреждения АЗСГК-10 или кнопок отключения автопилота. Кнопки находятся на обеих ручках управления циклическим шагом несущего винта.

Для проверки работоспособности кнопок необходимо вскрыть крышки на ручках, обеспечив подход к контактам, и проверить наличие на них напряжения бортсети. Отметим, что кнопки с нормально замкнутыми контактами включены последовательно. Поэтому, повреждение хотя бы одной из них может быть причиной неисправности автопилота в целом. В таком случае причина неисправности устраняется заменой повреждённой кнопки.

- Если при нажатии на кнопку-лампу включения каналов направления или высоты одна из них не включается - зелёная лампочка не заго-



рается, то наиболее вероятными причинами неисправности являются повреждения лампочки в кнопке отключения или самопроизвольное выворачивание головки кнопки из гнезда. Причина устраняется заменой лампочки или выворачиванием головки.

- Если при включении автопилота не работает один из каналов (направление и высота) или совместно каналы (крен и тангаж), причём зелёные лампочки светятся в обоих вариантах проявления неисправности, то наиболее вероятной причиной является выход из строя электромагнитного крана ГА-192/2 неработающего канала. Для устранения причины необходима замена крана.

- Если при включенном автопилоте работают все каналы, но обнаруживается "слабая реакция" на перемещение ручек центровки пульта управления, то наиболее вероятной причиной неисправности является "плохой" контакт предохранителя СП-5. Предохранитель расположен в нижней части колодки в РЩ правого генератора и аккумуляторов, где на него возможно механическое воздействие при производстве каких-либо работ. Наиболее часто неисправность возникает после прибытия вертолета из АРЗ. Для устранения причины, т.е. восстановления надежного контакта, достаточно произвести поджатие узлов крепления предохранителя.

Если при включенном автопилоте стрелка индикатора одного из каналов "уходит" в любое крайнее положение или не реагирует на перемещение ручки центровки, оставаясь в нейтральном положении, то причина неисправности может быть обусловлена:

а) "плохим" контактом электропроводов на клеммной колодке в РК рулевых агрегатов на гидроблоке;

б) наличием воздушной пробки в гидросистеме. Воздушная пробка образуется при замене фильтроэлементов гидросистемы. Для её устранения необходимо интенсивное перемещение в течение нескольких минут того рычага управления, в канале которого возникла неисправность;

в) попаданием влаги в ШР гидроусилителя, которая приводит к короткому замыканию и его прогару;

г) выходом из строя гидроусилителя. Для его локализации рекомендуется следующий комплекс проверочных работ, который выполняется при включенном автопилоте.

## 2.4. Приборы контроля работы двигателей, трансмиссии и систем вертолета

### 2.4.1. Двухстрелочный тахометр ИТЭ-2

Двухстрелочный индукционный электрический тахометр ИТЭ-2 установлен на МИ-8 и предназначен для непрерывного дистанционного измерения частоты вращения двигателей, выраженных в % от максимальных оборотов. В комплект тахометра входят два датчика Д-2М, установленные на коробках приводов двигателей, и два двухстрелочных указателя ИТЭ-2, расположенных на левой и правой приборных досках. Каждый из двух датчиков электрически соединен с обоими указателями.



Рисунок 2.68. Указатель тахометра ИТЭ-2

Принцип действия тахометра основан на преобразовании скорости вращения турбокомпрессора двигателя в трехфазную ЭДС, частота которой пропорциональна оборотам турбокомпрессора. Датчик Д-2 представляет собой трехфазный генератор переменного тока, получает вращение от привода двигателя и вырабатывает переменный трехфазный ток с частотой, пропорциональной частоте вращения двигателя. Этот ток подается на синхронный электродвигатель указателя, на оси которого установлен магнитный узел тахометра, измеряющий скорость вращения якоря электродвигателя указателя. Таким образом,

угол отклонения стрелки указателя будет соответствовать определенной частоте вращения турбокомпрессора авиадвигателя  $\alpha = n_{\text{ТК}}$ .

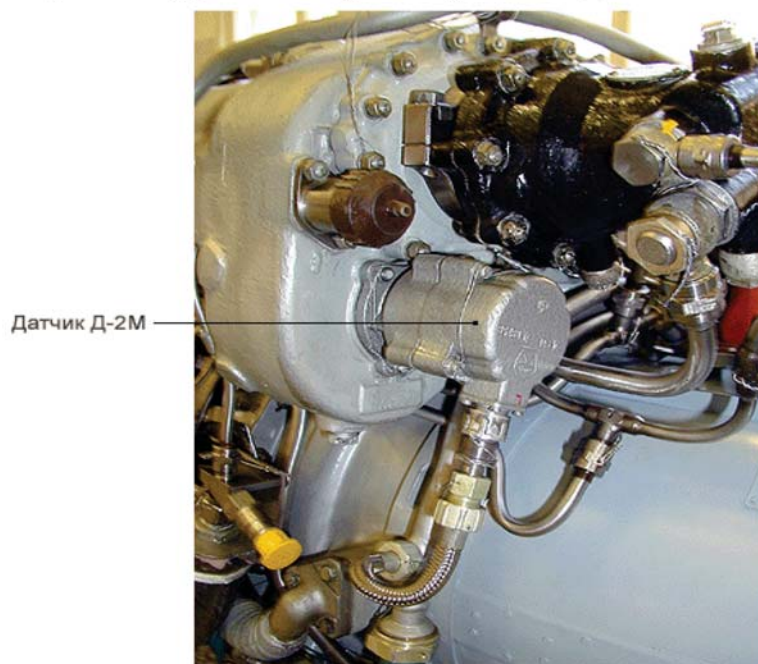


Рисунок 2.69. Установка датчика Д-2М на двигателе

Указатели ИТЭ-2 сдвоенные и состоят из двух измерительных узлов. Стрелки указателя оцифрованы для левого двигателя «1» и для правого двигателя «2».

Шкала указателя отградуирована в пределах от 0 до 110%, оцифрована через 20%, цена деления 1%- 100% шкалы соответствует  $n_{\text{ТК}} = 21200$  об/мин.

Погрешность тахометра на рабочем диапазоне (60–100%) составляет  $\pm 0,5\%$ . На установившихся режимах работы двигателя допустимая разница по частоте вращения двигателей не более 2%.

При работе двигателей стрелки на указателях должны плавно, без рывков и колебаний, перемещаться по шкале указателя. Если при работе двигателей стрелка на указателях стоит на «0», причина – обрыв или короткое замыкание в соединительных проводах между датчиком и указателем.

#### **2.4.2. Комбинированная тахометрическая аппаратура КТА-5**

Аппаратура КТА-5, предназначена для непрерывного дистанционного измерения частоты вращения турбокомпрессоров двух двигателей в процентах от максимальной частоты вращения. КТА-5 также для

контроля режимов работы в условиях полета и на земле. аппаратура установлена на вертолете Ми-8Т взамен тахометра ИТЭ-2,

В комплект КТА-5 входят:

- два измерителя ИТК-5 (на правой и левой приборных досках);
- усилитель УТК-5 (в кабине пилотов у шпангоута №1Н);
- два датчика оборотов Д-2М, установленных на двигателях;
- приемник температуры наружного воздуха П-1 (во входном туннеле вентилятора вертолета);
- датчик высоты ДВ-15М (под полом кабины пилотов);
- кнопка контроля «Контроля КТА» (на приборной доске правого пилота).

Питание аппаратуры КТА-5 осуществляется от шины переменного тока 115В. Принцип действия узла контроля режимов работы двигателей основан на преобразовании сигналов по высоте (от ДВ-15М) и по температуре (от П-1) в угловое перемещение шкалы режимов.



Рисунок 2.70. Измеритель тахометра ИТК-5 аппаратуры КТА-5

Индекс шкалы режимов имеет две границы (n1 и n2). Правая граница (n1) соответствует режимам работы: номинальный– взлетный, а граница (n2) – режимам: крейсерский – номинальный. n1– это верхняя граница номинального режима (или нижняя граница взлетного режима), а n2–верхняя граница крейсерского режима. Ширина шкалы индексов  $n1-n2=1,5\%$ . Шкала режимов имеет механический упор. В процессе эксплуатации при выходе шкалы на упор допускается ее колебание  $\pm 2\%$ .

Контроль режимов работы производится по уравнению:  $n_1 = (94 + 0,133 \cdot t + 0,8 \cdot H) \%$ , где  $t$  – температура наружного воздуха ( $^{\circ}\text{C}$ ),  $H$  – высота полета (км). Указатель режимов работы КТА-5 при барометрическом давлении выше 755мм.рт.мт. не работоспособен. В этом случае режимы работы двигателей определяются по графику, приведенному в руководствах по летной и технической эксплуатации.

### 2.4.3. Однострелочный тахометр ИТЭ-1

Тахометры ИТЭ-1(2 комплекта) служит для измерения частоты вращения несущего винта (НВ) на вертолете, выраженной в % от максимальной величины оборотов несущего винта (95,3% – 192об/мин НВ).

В комплект тахометров входят:

- два датчика Д-1М, установленные на главном редукторе слева, с приводом от одного вала редуктора;
- два однострелочных указателя ИТЭ-1, расположенные на левой и правой приборных досках.

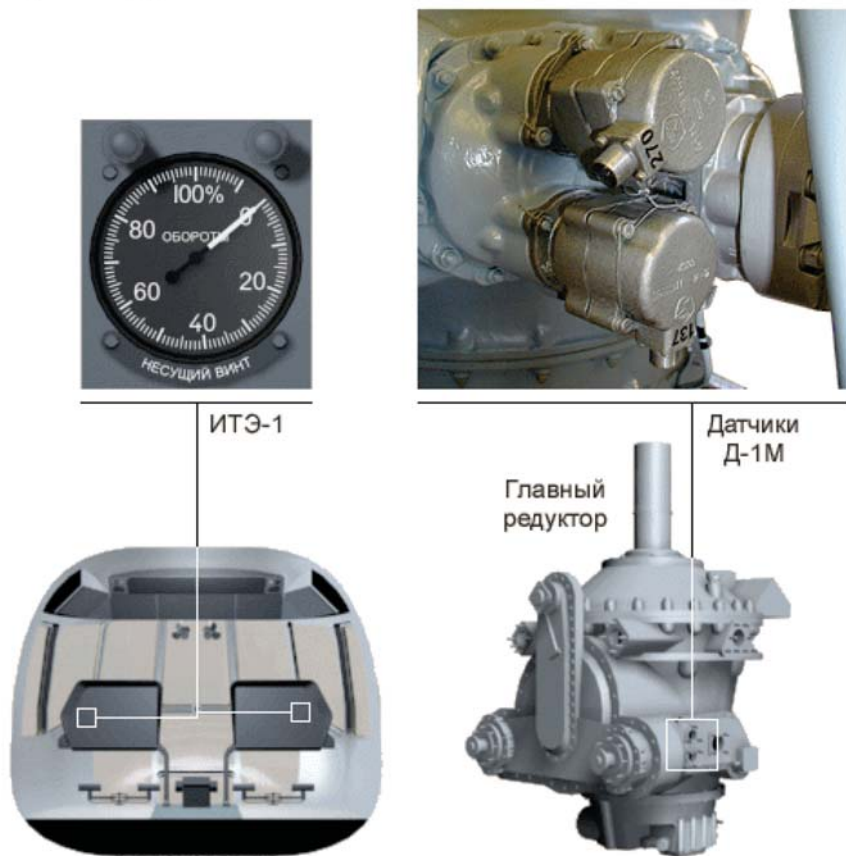


Рис. 2.71. Указатель оборотов несущего винта ИТЭ-1и датчик тахометра Д-1М

Устройство, принцип работы, технические данные тахометров ИТЭ-1 аналогичны тахометру ИТЭ-2. В системе измерения для повы-

шения устойчивости положения стрелки и улучшения показаний прибора применено демпфирование подвижной системы измерителя с помощью взаимодействия магнитного потока с алюминиевым диском демпфера подвижной системы.

#### 2.4.4. Трехстрелочные индикаторы ЭМИ-ЗРИ 2-й серии

При работе авиадвигателей ТВ2-117А контролируются: давление топлива, параметры маслосистемы каждого двигателя: давление масла на входе в двигатель, температура масла, выходящего из двигателя. Контроль параметров работы авиадвигателей производится с помощью электрических моторных индикаторов ЭМИ-ЗРИ.

Электрические моторные индикаторы ЭМИ-ЗРИ (2 комплекта, по одному на каждый авиадвигатель) служат для дистанционного измерения давления топлива перед рабочими форсунками двигателей; давления масла на входе в двигатель; температуры масла на выходе из двигателя для контроля параметров авиадвигателя на различных режимах работы. Параметры индикаторов ЭМИ-ЗРИ приведены в таблице 2.74. Индикатор ЭМИ-ЗРИ объединяет три самостоятельных прибора контроля работы двигателя: один – термометр и два – манометры.

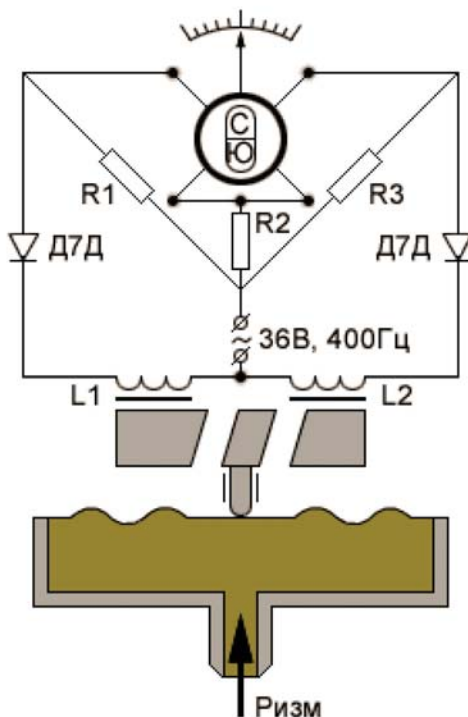


Рисунок 2.72. Принцип работы дистанционных индукционных манометров ДИМ

Манометры типа ДИМ питаются переменным однофазным током напряжением 36В, частотой 400Гц через трансформатор ТР-115/36 от шины 115В, термометры питаются постоянным током напряжением  $27В \pm 10\%$  от аккумуляторной шины.

Таблица 2.7. Параметры индикаторов ЭМИ-ЗРИ

Указатель	Датчики	Диапазон измерения	Цена деления
УИЗ-3 — 2 серии	ИД-100 (топливо)	От 0 до 100 кгс/см <sup>2</sup>	10 кгс/см <sup>2</sup>
	ИД-2 (масло)	От 0 до 8 кгс/см <sup>2</sup>	0,5 кгс/см <sup>2</sup>
	П-2ТР (масло)	От -50 до +150°С	10° С

Принцип работы индукционных манометров (рис. 2.72) основан на логометрическом измерении величины индуктивности катушек индукционного датчика при изменении измеряемого давления и показан на рис.. Изменение индуктивности приводит к изменению индуктивного сопротивления, ведет к разбалансировке измерительного моста к изменению токов в рамках логометрического указателя, изменению индуктивности указателя и к балансировке измерительного моста в новом положении указателя. Принцип работы дистанционных индукционных манометров ДИМ приведен на рис. 2.74

Принцип работы термометра основан на логометрическом измерении сопротивления никелевой проволоки приемника П2-ТР с помощью моста постоянного тока, измерения активного сопротивления приемника П2-ТР при изменении температуры масла. Измерительный мост работает на постоянном токе 27В, схема моста приведена на рис. 2.75.

### Датчики давления и приемники температуры

Для измерения параметров работы авиадвигателей ТВ2-117А и выдачи значений измеренных параметров работы двигателей на указатели ЭМИ-ЗРИ применены индукционные датчики давления ИД и потенциометрические приемники температуры П-2. Установка датчики показана на рис. 2.73.

Трехстрелочные указатели УИЗ-3 каждого двигателя установлены на правой приборной доске. Верхняя шкала указателя УИЗ-3 служит для определения давления топлива. Левая шкала указателя УИЗ-3 служит для определения давления масла, датчик давления масла ИД-8, а правая – температуры масла на выходе из двигателя, приемник температуры масла П-2ТР. Установка датчиков на двигателе показана на рис. 2.73. Работа измерителей температуры дана на рисунке 2.74.

Параметры топливной и масляной системы двигателя следующие: максимальное значение давления топлива перед рабочими форсунками

- двигателя –  $60 \text{ кгс/см}^2$ ;
- давление масла на малом газе – не менее  $2 \text{ кгс/см}^2$ ;
- давление масла на остальных режимах –  $3 \dots 4 \text{ кгс/см}^2$ ;
- температура масла на выходе из двигателя:
- минимальная температура масла для выхода на режим выше малого газа  $+30^\circ\text{C}$ ,
- минимальная температура масла для длительной работы на основных режимах  $+70^\circ\text{C}$ ,
- рекомендуемая температура масла  $+90 \dots 100^\circ\text{C}$ ,
- максимально-допустимая температура масла  $+125^\circ\text{C}$ .

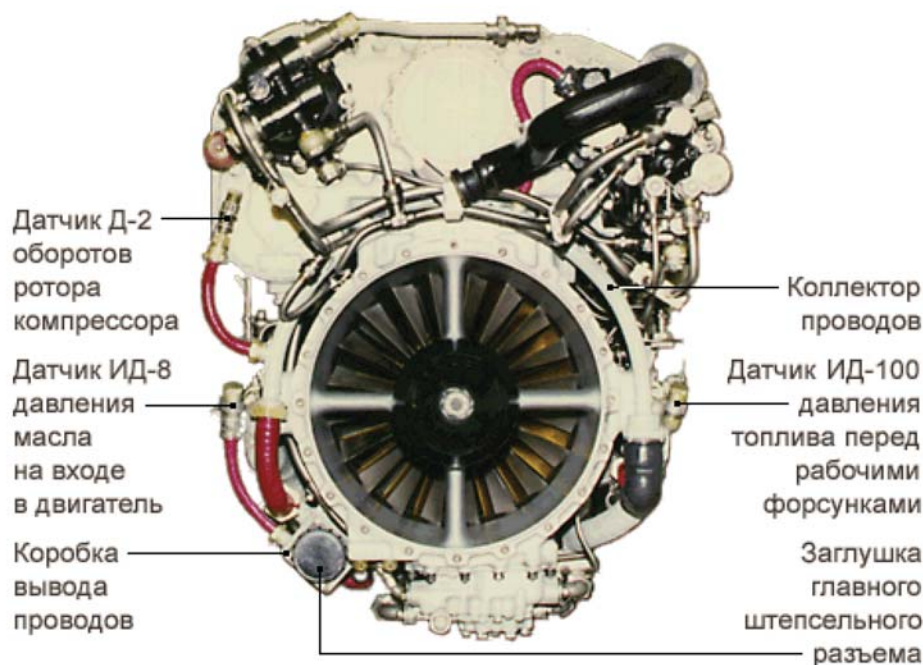


Рисунок 2.73. Установка датчиков на двигателе

Датчики давления размещены в отсеках двигателей, датчики ИД-100 давления топлива установлены слева, ИД-8 давления масла –



справа на каждом двигателе, приемник П-2ТР температуры масла – на нижних масляных агрегатах двигателей.

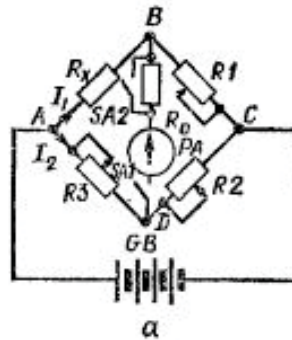


Рисунок 2.74. Измерительный мост постоянного тока, где  $R_1$ - сопротивление приемника температуры,  $\Gamma$  - сопротивление указателя температуры.

В результате изменения температуры, изменяется сопротивление приемника температуры, нарушается равновесие электрического моста, что приводит к изменению токов в логометрическом указателе, к перемещению указателя температуры, изменению его сопротивления и к балансировке моста в новом положении.

Каждый манометр имеет свою цепь питания, защищенную предохранителем СП-1, которые расположены в панели предохранителей на правом борту кабины пилотов. Цепи питания ДИМ подключены к шине переменного однофазного тока 36В 400Гц.

Перед включением ЭМИ-ЗРИ следует:

- включить источник постоянного тока (бортовой или аэродромный источник питания);
- включить преобразователь ПО-750А;
- включить два АЗС «Индикаторы двигателей»;
- на правой приборной доске переключателем включить «Основной трансформатор ДИМ»;

После включения питания при неработающих двигателях стрелки манометров должны установиться на исходные нулевые отметки шкалы, а стрелки термометров – на значение температуры масла в зависимости от температуры наружного воздуха.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Запрещается запускать двигатели, если стрелки манометров и термометров не устанавливаются на исходные значения.

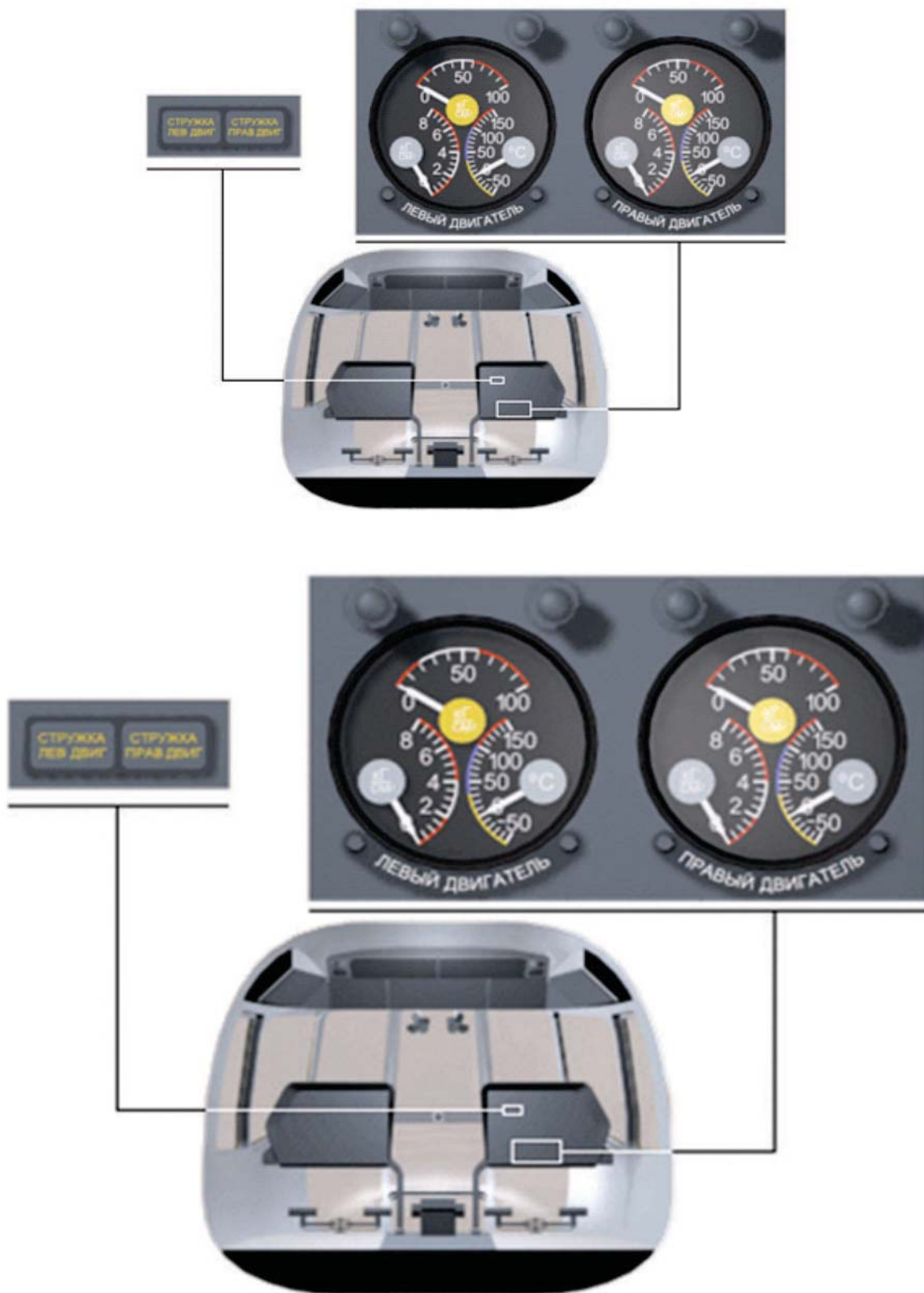


Рисунок 2.75. Указатели УИЗ-3 и табло сигнализаторов стружки в масле

### 2.4.5. Сигнализатор стружки СС-78-2

Сигнализаторы стружки СС-78-2 служат для определения наличия стружки в маслосистемах левого и правого двигателей и включают соответствующее табло, расположенное на правой приборной доске.

### 2.4.6. Термометр выходящих газов ИТГ-180Т

Термоэлектрический термометр ИТГ-180Т (2 комплекта) служит для дистанционного измерения температуры газов перед турбиной компрессора высокого давления двигателя ТВ2-117А и выдачи сигналов усилителю регулятора температуры газов УРТ-27.

На вертолете Ми-8Т установлено два комплекта термометра ИТГ-180Т, в состав каждого из них входят:

- измеритель ИТГ-1Т (на левой приборной доске пилотов);
- семнадцать сдвоенных датчиков термопар Т-80Т;
- две соединительные колодки К-82 и компенсационные провода (на двигателе).

Принцип работы измерителя температуры газов ИТГ-180 основан на измерение величины термо ЭДС, которая возникает при нагреве термопары потоком газов. Указатель представляет собой чувствительный милливольтметр магнитоэлектрической системы. Прибор не требует постороннего питания и начинает работать сразу при запуске двигателя.



Рисунок 2.75. Измеритель термометра ИТГ-1Т

Шкала прибора отградуирована от 200 до 1100°C, оцифровка через 200°C, цена малого деления на рабочем участке 20°C. Погрешность прибора на участке 300-1000° – 12÷15°C.

Максимальная температура газов двигателя ТВ2-117А(АГ):

- на взлетном режиме в воздухе – 880°C (при работе на земле – 875°C);
- на номинальном режиме – 860°C;
- на крейсерском режиме – 810°C;
- на малом газе – 600°C;

Возможные неисправности

1. При запуске двигателя стрелка указателя стоит на отметке «0». Причина – обрыв компенсационного провода от соединительной колодки до указателя.

2. При работе двигателя стрелка на указателе резко колеблется. Причина – неисправность указателя или плохой контакт проводов в местах соединения.

#### **2.4.7. Усилитель регулятора температуры УРТ-27**

Усилитель регулятора температуры УРТ-27 (два комплекта по одному на каждый двигатель) (рис. 2.52) служит для автоматического ограничения температуры газа перед турбиной высокого давления двигателя, если температура превышает заданный предел (865+5°C).

В комплект усилителя регулятора температуры входят:

- усилители УРТ-27 (2 шт., по одному на каждый двигатель), установленные в грузовой кабине на правому борту шп. № 2–№3;
- пульт контроля, расположенный на правой боковой панели верхнего электропульты;
- 17 термопар Т-80Т из комплекта термометров ИТГ-180.

Усилитель УРТ-27 питается постоянным током напряжением 27В±10%.

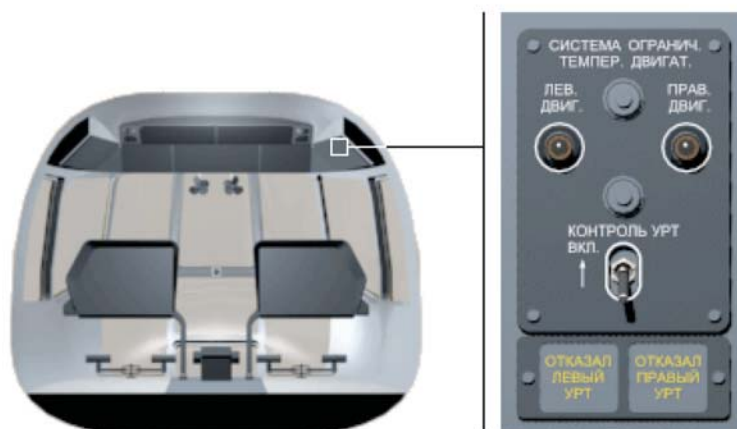


Рис. 2.76. Пульт контроля- усилителя регулятора температуры УРТ-27

На пульте расположен выключатель системы, зеленые лампы контроля работы (загораются в момент срабатывания системы при ограничении температуры до величины  $865\pm 5^{\circ}\text{C}$ ) и желтые табло отказа систем правого и левого двигателей (загораются при забросе температуры до величины  $965\pm 5^{\circ}\text{C}$ ).

Усилитель УРТ-27 представляет собой управляющее устройство, которое усиливает сигнал, поступающий от термопар при работе двигателя, и преобразует электрический сигнал в импульсы тока, которые управляют топливодозирующей аппаратурой двигателя.

Усилители УРТ настроены на температуру  $865+5^{\circ}\text{C}$ . При повышении температуры газов выше заданного допустимого предела напряжение сигнала с термопар, подаваемого на вход усилителя, после преобразования с выхода усилителя подается на электромагнитный топливный клапан МКТ-4 срезки топлива, который установлен в топливной системе двигателя. В результате срабатывания клапана уменьшается подача топлива к форсункам камеры сгорания двигателя из-за частичного уменьшения подачи топлива за счет слива лишнего топлива, и тем самым ограничивается температура выходящих газов двигателя.

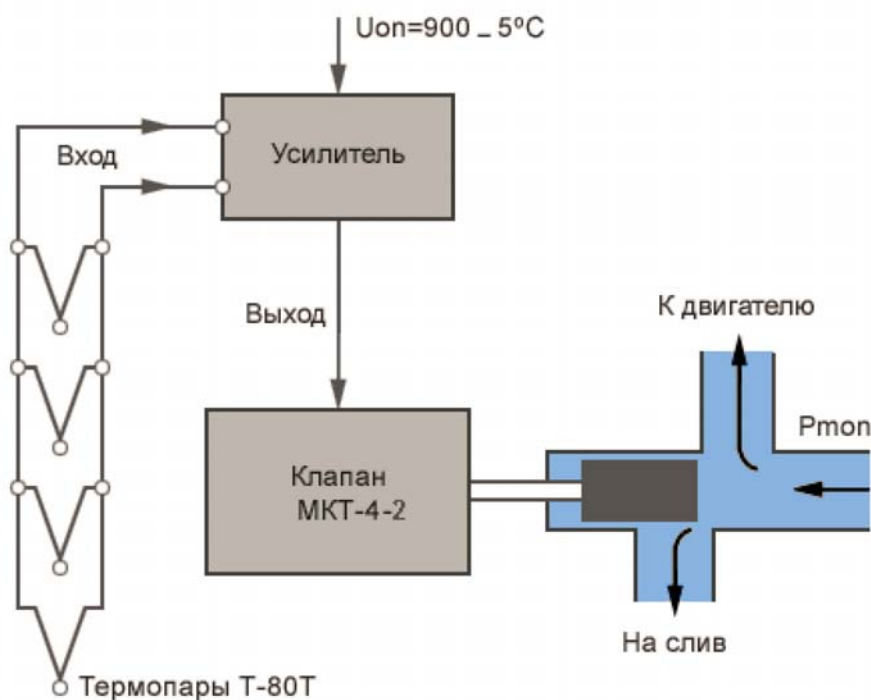


Рисунок 2.77. Принцип работы регулятора температуры УРТ-27

Включение.

Перед запуском двигателей включить АЗС «Ограничитель температуры двигателей». Работоспособность УРТ необходимо проверять при работе двигателей на взлетном режиме, для чего на пульте контроля УРТ включить выключатель «Контроль УРТ», при этом должны загореться две зеленые лампочки «Левый двигатель», «Правый двигатель», обороты двигателя должны уменьшиться на 3–4%. В полете срабатывание УРТ также определяется по загоранию этих лампочек сигнализации.

При отказе УРТ на пульте контроля загораются желтые табло «Отказал (левый или правый) УРТ». Эти табло загораются также при резком забросе температуры газов на  $100+20^{\circ}\text{C}$  выше температуры основной настройки УРТ. В полете при отказе УРТ температуру газа двигателя необходимо поддерживать в допустимых пределах вручную изменением шага НВ, обратив особое внимание на контроль температуры газов по указателю ИТГ-180 и температуры масла двигателя по указателю ЭМИ-ЗРИ.

На вертолетах выпуска со второго полугодия 1974г. вместо регуляторов УРТ-27 4 серии устанавливаются регуляторы УРТ-27 5 серии, которые по крепежным точкам и диаметру контактных болтов подключения наконечников компенсационных проводов невзаимозаменяемые. Для обеспечения взаимозаменяемости предусмотрен кронштейн-переходник 8Г8.667.151, который обеспечивает установку ре-

гулятора УРТ-27 5 серии на место регулятора УРТ-27 4 серии. По электрическим параметрам подключения проводов бортсети вертолета регуляторы обеих серий взаимозаменяемы, по распайке контрольного ШР подключения прибора контроля типа ПКРТ-27 3 серии регуляторы данных серий невзаимозаменяемые. Взаимозаменяемость обеспечивается применением специального переходного жгута.

Возможные и наиболее характерные неисправности термометра и усилителя регулятора температуры устраняются с использованием следующих подходов:

а) если наблюдаются резкие колебания стрелки измерителя температуры газов, то причина неисправности обусловлена отключением одной из термопар. Наиболее вероятно, что это происходит из-за "плохого" контакта в соединении её с проводами. Для устранения неисправности необходимо проверить монтаж проводов ко всем термопарам и восстановить надежный контакт;

б) если при работающем двигателе отсутствуют показания измерителя температуры газов, то возможными причинами являются повреждения компенсационных проводов, замыкание их на "массу" или несоблюдение полярности при подсоединении. Локализацию причины неисправности рекомендуется производить "прозвонкой" компенсационных проводов. Для устранения неисправности необходимо восстановить целостность проводов, их изоляцию или обеспечить подсоединение согласно схеме;

в) если в показаниях измерителя температуры газов обнаруживается большая погрешность, то возможной причиной является повреждение одной из термопар. Локализацию поврежденной термопары рекомендуется производить с помощью измерительного моста путем измерения сопротивления внешней цепи прибора, т.е. компенсационных проводов с термопарами. Сопротивление должно составлять  $7,5 \pm 0,05 \text{ Ом}$ . В тех случаях, когда сопротивление соответствует норме, следует проверить исправность измерителя. При несоответствии его показаний эталонному прибору необходимо заменить ИТГ-1.

Отметим, что опыт эксплуатации показывает на высокую надёжность термопар и в большинстве случаев погрешность системы измерения температуры газов обусловлена техническим состоянием измерителя:

г) если происходит срабатывание системы ограничения при температуре газов менее  $900^\circ\text{C}$ , т. е. электромагнитный клапан МКТ-4-2

преждевременно выдаёт команду, то возможной причиной является несоответствие сопротивления внешней цепи значениям  $7,5 \pm 0,05 \text{ Ом}$ ;

д) если срабатывание системы ограничения температуры газов при достижении  $900^\circ\text{C}$  не происходит, но зелёная лампочка сигнализации срабатывания загорается, то наиболее вероятными причинами являются повреждения цепи питания электроклапана МКТ-4-2 или выход его из строя.

#### 2.4.8. Аппаратура измерения вибрации ИВ-500А

Аппаратура измерения вибрации ИВ-500А предназначена для непрерывного контроля виброскорости двигателя, а также для световой сигнализации о возникновении вибрации с уровнем виброскорости, превышающим допустимый для данного типа двигателя.

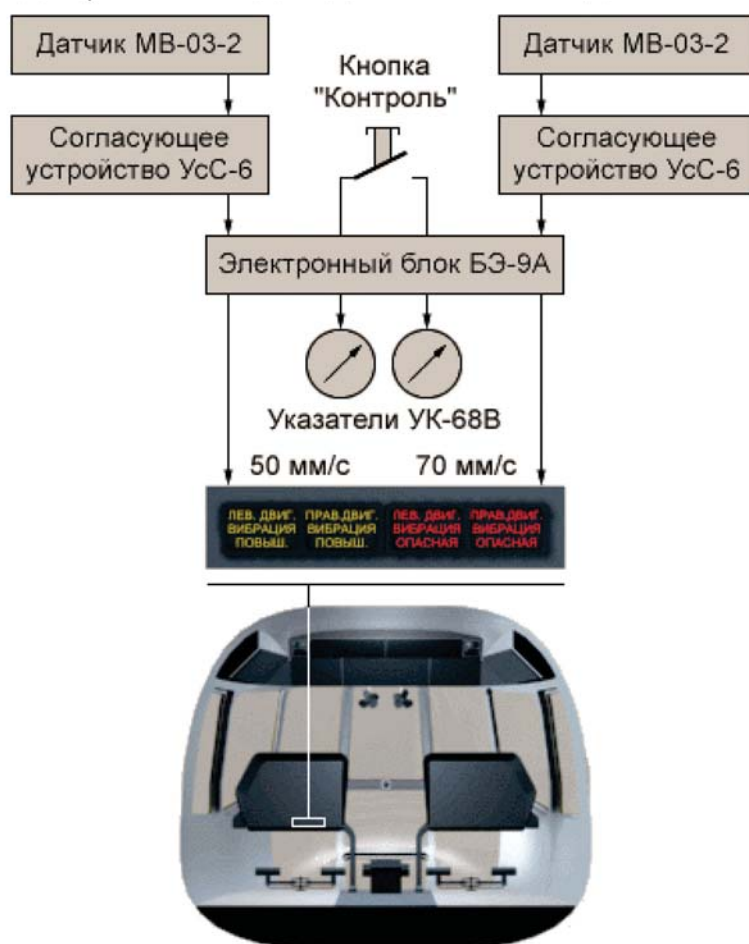


Рисунок 2.78. Аппаратура измерителя виброскорости двигателей ИВ-500А

В состав аппаратуры ИВ-500А входят:

- два пьезодатчика МВ-03-2 с кабелями (установлены на двигателе);



- два согласующих устройства УсС-6 (установлены на потолке грузовой кабины у шпангоута №4);
- электронный блок БЭ-9А (установлен в грузовой кабине у шпангоута №1).

На левой приборной доске установлены:

- два табло с желтыми светофильтрами «ЛЕВ ДВИГ ВИБР ПОВЫШ» и «ПРАВ ДВИГ ВИБР ПОВЫШ» (загораются при уровне вибрации - более 50%);
- табло с красными светофильтрами «ЛЕВ ДВИГ ВИБР ОПАСНАЯ» и «ПРАВ ДВИГ ВИБР ОПАСНАЯ» (загораются при уровне вибрации - более 70%);
- кнопка «КОНТРОЛЬ ИВ-500А».

При нажатии кнопки «КОНТРОЛЬ ИВ-500А» загораются лампы всех табло, а стрелки указателей устанавливаются в пределах 75...100%.

### Трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗРВИ

Электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗРИ служит для дистанционного контроля работы двигателя и является комбинированным прибором, измеряющим давление и температуру масла.

Электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗРВИ служит для дистанционного измерения: давления масла на входе в главный редуктор; температуры масла в промежуточном редукторе; температуры масла в хвостовом редукторе.

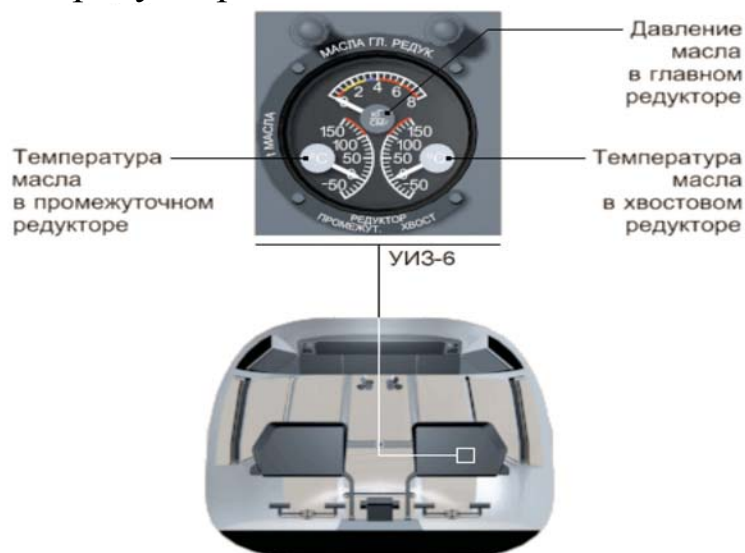


Рисунок 2.79. Указатель измерителя УИЗ-6

Таблица 2.8. Комплектность ЭМИ-ЗРВИ

Указатель	Датчик	Диапазон измерения	Цена деления
УИЗ-6 (трехстрелочный) установлен на правой приборной доске летчиков	ИД-8 (масло) расположен на главном редукторе	0—8 кгс/см <sup>2</sup>	0,5 кгс/см <sup>2</sup>
	П-1 (2 шт.) установлены на промежуточном и хвостовом редукторах	—50 — +150° С	10° С

Прибор имеет три самостоятельные системы измерения. Один манометр для измерения давления масла и два -термометра масла. Принцип работы манометра и термометров аналогичен прибору ЭМИ-ЗРИ.

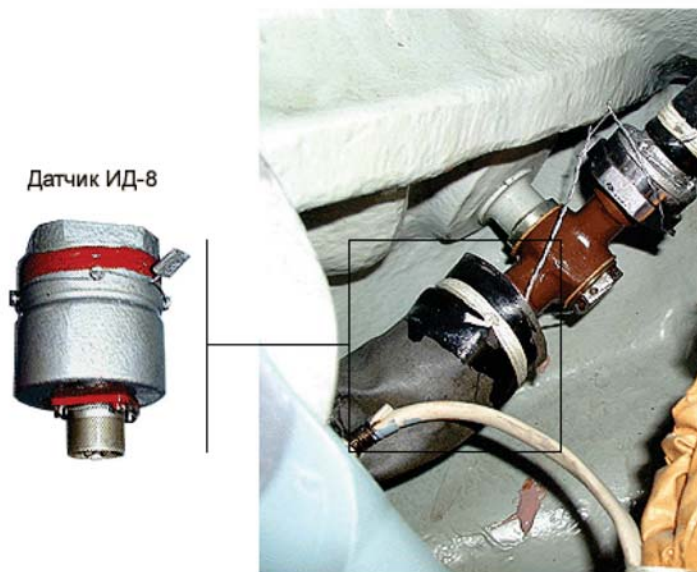


Рисунок 2.80. Установка датчика масла ИД-8 на главном редукторе двигателей вертолета

Прибор включается перед запуском двигателей, для чего следует включить источник постоянного тока; ПО-750; «Основной трансформатор ДИМ» на правой приборной доске. При включении питания стрелка на манометре должна установиться на «0», а стрелка термометров должна показать температуру масла в редукторах в зависимости от температуры наружного воздуха.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Если стрелка манометра не устанавливается на «0», двигатель не запускать!

***ВНИМАНИЕ!** При отказе любого из приборов КРД (тахометров, термометров, манометров), если при этом показания других приборов соответствуют рекомендованным значениям для данного режима работы двигателей, разрешается выполнять дальнейший полет, усилив контроль за работой двигателей.*

Наиболее характерные неисправности трёхстрочных индикаторов рекомендуется устранять, используя следующие подходы:

а) если при включении указателей температуры масла в двигателе или одном из редукторов происходит "зашкаливание" стрелки, то причиной является нарушение цепи из-за внутренних повреждений приёмников П-2ТР или П-1. Для локализации повреждения необходимо произвести измерение сопротивления приёмника, которое при температуре 0°С должно быть 90 Ом. Для устранения неисправности, если сопротивление не соответствует норме, необходимо заменить приёмник. Другой причиной неисправности указателя температуры может быть "плохой" контакт в месте подсоединения "минусового" провода прибора к корпусу. В таком случае неисправность устраняется восстановлением надежного контакта. При "плохом" контакте в этом месте цепи неисправность указателя проявляется в виде резких колебаний стрелки;

б) если отсутствуют показания указателей давления топлива или масла в двигателе или давления масла в главном редукторе, то при исправных цепях наиболее вероятной причиной является выход из строя соответствующего датчика - ИД-100 или ИД-8. Отказ датчика происходит из-за обрыва его индукционной катушки или вследствие разрушения мембраны. Отказавший датчик подлежит замене;

в) если наблюдается колебание стрелки указателя давления масла в главном редукторе, то при исправных цепях наиболее вероятной причиной является несоответствие уровня масла требованиям эксплуатационной документации. Отметим, что при уровне масла выше нормы колебания стрелки сопровождаются повышением температуры. Кроме того, стрелка указателя давления масла колеблется при непрогретом главном редукторе.

#### **2.4.9. Термометр ТУЭ-48**

Электрический термометр ТУЭ-48 служит для замера температуры масла в главном редукторе.

В комплект ТУЭ-48 входят:

- указатель ТУЭ-48, установленный на правой приборной доске;
- приемник температуры П-1, установленный на главном редукторе.

Принцип действия прибора основан на измерении величины сопротивления никелевой проволоки приемника П-1, которая изменяется при изменении температуры масла в редукторе ВР-8.

Шкала указателя отградуирована от  $-70$  до  $+150^{\circ}\text{C}$ , оцифровка через  $50^{\circ}\text{C}$ , цена деления  $10^{\circ}\text{C}$ .

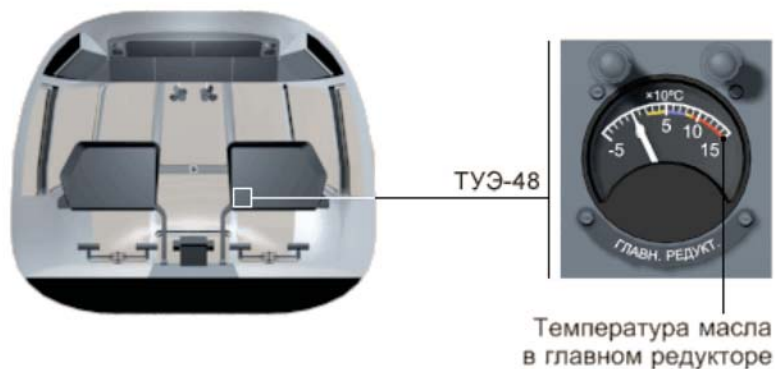


Рис. 2.81. Указатель термометра ТУЭ-48

Прибор питается постоянным током напряжением  $27\text{В}\pm 10\%$ . Включается перед запуском АЗС «Индикаторы редукторов».

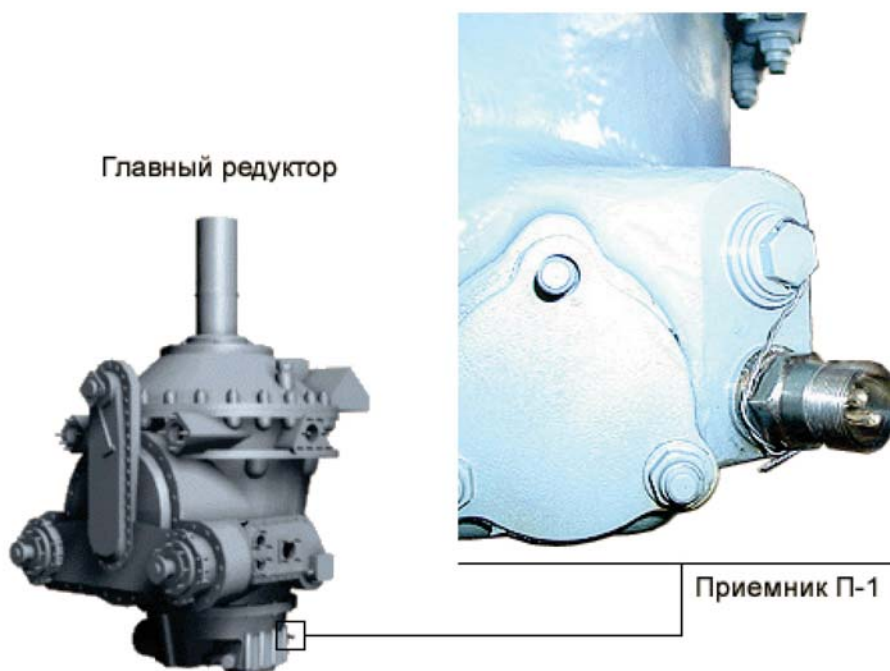


Рисунок 2.82. Установка приемника П-1 на главном редукторе для измерения температуры масла главного редуктора

#### 2.4.10. Указатель шага винта УШВ-1

Указатель служит для измерения общего шага НВ в пределах  $1-15^{\circ}$ .

В комплект УШВ-1 входят:

- логометрический указатель УШВ, установленный на левой приборной доске;
- потенциометрический датчик УЗП, установленный на ВР-8 и связанный тягой с ползуном автомата перекоса.

При изменении шага НВ перемещение ползуна через тягу и поводок передается на щетки потенциометра датчика. Изменение положения щеток относительно неподвижного потенциометра вызывает изменение токов в катушках логометрического указателя, что в свою очередь, вызывает поворот ротора (постоянного магнита), на оси которого закреплена стрелка.

УШВ питается постоянным током напряжением  $27В \pm 10\%$ .



Рисунок 2.85. Указатель шага винта УШВ-1К

Для проверки работоспособности УШВ включить АЗС «Указатель шага винта» на левой панели АЗС.

Проверить работу УШВ перемещением ручки «Шаг-Газ».

При этом стрелка на указателе должна перемещаться без рывков и колебаний.

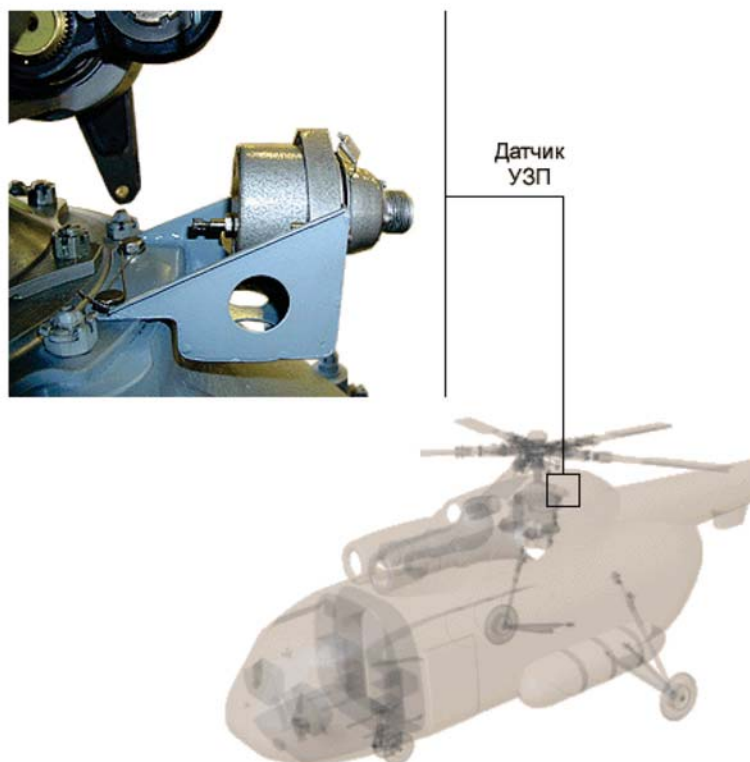


Рисунок 2.86. Датчик шага винта УЗП

### 2.4.11. Манометр ДИМ-100К

Электрический дистанционный индуктивный манометр ДИМ-100К 3-й серии предназначен для измерения избыточного давления в нейтральных жидкостях. Манометр состоит из указателя УИ1-100К 2-й серии и датчика ИД-100 3-й серии. На вертолете установлены два комплекта манометра, по одному в основной и дублирующей гидросистемах. Указатели размещены на электропульте в кабине летчиков, датчики – на гидропанели.

Таблица.2.9. Параметры ДИМ-100К

Напряжение питания переменным током	36В400Гц
Потребляемый ток	неболее0,15А
Диапазон измерения	0 - 100кг/см <sup>2</sup>
Погрешность показания, не более	± 4кг/см <sup>2</sup>



Рисунок 2.87. Указатели УИ1-100К

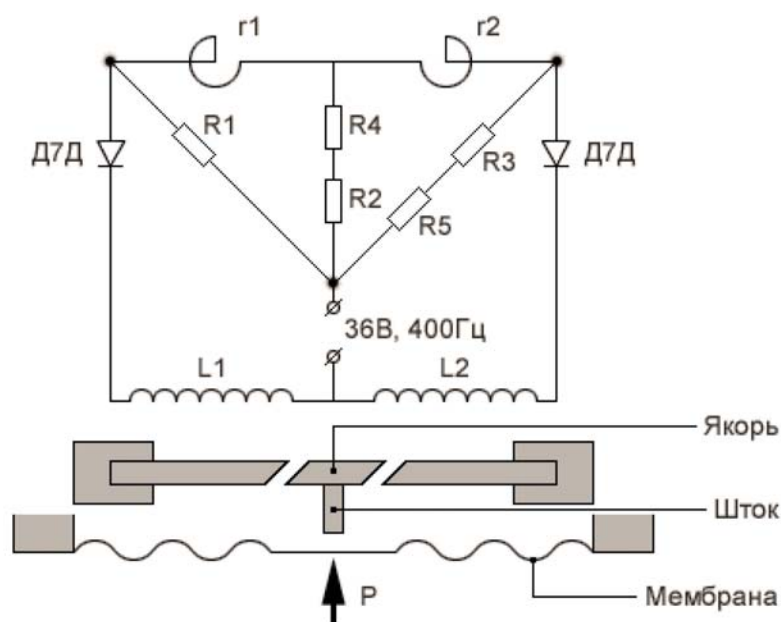


Рисунок 2.88. Принцип работы ДИМ-100К

Под воздействием избыточного давления мембрана (1) деформируется. Через шток (2) эта деформация передается на якорь (3), который изменяет воздушные зазоры магнитных цепей катушек  $L1$  и  $L2$ . При этом в одной цепи зазор увеличивается, в другой – уменьшается. Это вызывает изменение индуктивности катушек  $L1$  и  $L2$ .

Так как схема питается переменным током, изменение индуктивности ведет к перераспределению токов в рамках логометра. Поэтому каждому положению якоря соответствует одно определенное положение стрелки.

### 2.4.12. Манометр МВУ-100К

Манометр МВУ-100К предназначен для измерения давления в общей воздушной системе вертолета. Принцип действия манометра основан на зависимости между измеряемым давлением и упругими деформациями чувствительного элемента, которые с помощью передаточного механизма преобразуются во вращательное движение стрелки.

Манометр установлен на электропульте в кабине летчиков.

Таблица. 2.10. Параметры МВУ-100К

Диапазон измерения	0-100кг/см <sup>2</sup>
Рабочий диапазон	10 - 50кг/см <sup>2</sup>
Погрешность показаний, не более:	
- в рабочем диапазоне	± 6кг/см <sup>2</sup>
- в нерабочем диапазоне	± 8кг/см <sup>2</sup>



Рисунок 2.89. Манометры МВУ-100К и МА-60К

### 2.4.13. Манометр МА-60МК

Манометр МА-60МК предназначен для измерения давления воздуха в тормозной системе колес шасси.

Принцип действия манометра основан на зависимости между измеряемым давлением и упругими деформациями чувствительного элемента, которые с помощью передаточного механизма преобразуются во вращательное движение стрелки.

Манометр установлен на электропульте в кабине летчиков.



Таблица.2.11. Параметры манометра МА-60МК

Диапазон измерения	0 - 60кг/см <sup>2</sup>
Максимальное рабочее давление	40кг/см <sup>2</sup>
Основная допустимая погрешность показаний манометра МА-60К при температуре 20±5°С	± 2,4кг/см <sup>2</sup>

#### 2.4.14. Термометр ТВ-45

Термометр ТВ-45 служит для измерения температуры воздуха в грузовой (пассажирской) кабине вертолета.

Принцип действия термометра основан на изменении линейных размеров биметаллической спирали в зависимости от изменения температуры

Один термометр ТВ-45 установлен на приборной доске грузовой кабины, второй – на каркасе кабины летчиков.



Приборная доска  
грузовой кабины

Рисунок 2.90. Термометр ТВ-45

Таблица 2.12. Параметры термометра ТВ-45

Диапазон измерения	от -50 до +70°С
Погрешность во всем диапазоне шкалы ТВ-45	не более ±3°С

#### 2.4.15. Термометр ТВ-19

Термометр ТВ-19 предназначен для дистанционного измерения температуры воздуха в грузовой (пассажирской) кабине вертолета В комплект ТВ-19 входят измеритель ТВ-1 и три приемника П-9Т.

Измеритель ТВ-1 установлен на правой приборной доске в кабине летчиков, приемники П-9Т - на потолке грузовой (пассажирской) кабины в районе шп. № 5, 9, 13.

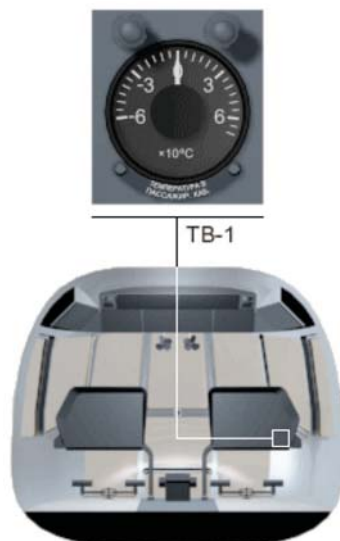


Рисунок 2.91. Термометр ТВ-19

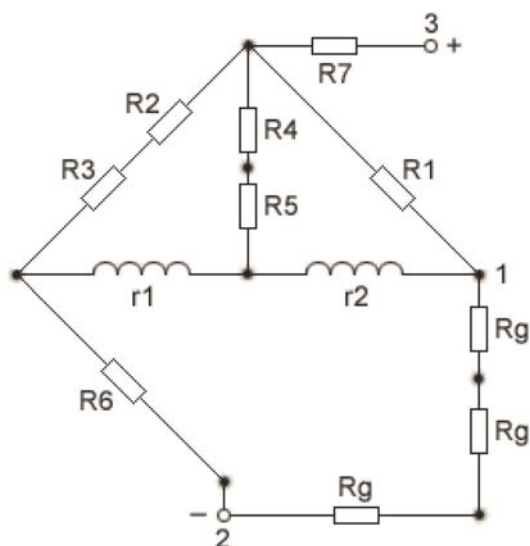


Рисунок 2.92. Работа измерителя ТВ-1

Измеритель ТВ-1 – вибрационно-устойчивый магнитоэлектрический логометр с двумя вращающимися рамками. Основными узлами являются магнитная и подвижная системы и катушки сопротивления мостовой схемы.

Приемник – теплочувствительный элемент из никелевой проволоки, намотан на плоские пластины и с помощью стоек прикреплен к основанию. От механических повреждений теплочувствительный элемент защищен каркасом.

Принцип действия термометра основан на изменении сопротивления чувствительных элементов приемников измеряемой температуры

среды, включенных в одно из плеч моста, что в свою очередь, вызывает перераспределение токов в рамках логометра и приводит к новому положению подвижную систему. Таким образом, положение стрелки измерителя зависит от температуры, воспринимаемой теплочувствительными элементами приемников.

## 2.5. Топливомер СКЭС-2027В (А)

**Топливомер СКЭС-2027А** предназначен для дистанционного измерения запаса топлива в баках вертолета, а также для сигнализации критического остатка топлива (270 л) в расходном баке и сигнализации о заполнении баков при заправке вертолета. В комплект топливомера входят:

- указатель БЭ-09К (на правой приборной доске);
- переключатель П-8УК (на правой приборной доске);
- пять реостатных датчиков с поплавками (по одному в каждом баке);
- имитаторы потенциометрических датчиков дополнительных баков ИДП-1 (2 шт.);
- четыре белых табло «Бак полный» (на фюзеляже возле заправочных горловин);
- красное табло «Осталось топлива 270 литров» – на правой приборной доске;
- переключатель «Заправка-Контроль» (на левой панели верхнего электропульты).

Топливомер питается постоянным током напряжением  $28,5В \pm 10\%$ , включается перед запуском двигателей АЗС<sub>ом</sub> «Топливомер» на левой панели АЗС.

Указатель топливомера имеет две шкалы:- наружную (белую) – для измерения суммарного количества топлива в баках. Градуировка белой шкалы от 0 до 3000л;- внутреннюю (желтую) – для измерения количества топлива в каждом баке. Градуировка желтой шкалы от 0 до 1000л.

Принцип работы топливомера основан на измерении сопротивления реостатных датчиков, которое изменяется при изменении уровня топлива в баке. Для измерения применяется логометрическая мостовая схема.

Схема топливомера предусматривает возможность его работы при снятых дополнительных баках. В этом случае вместо датчиков этих баков включаются имитаторы ИДП-1.

Примечание. На вертолетах после 1969г. устанавливается правый дополнительный бак и топливомер СКЭС-2027В.

Переключатель П-8УК этого топливомера имеет следующие позиции – «Выкл.», «Сумма», «Дл», «Пл», «Ппр», «Расх» «Дпр».



Рисунок 2.93. Комплектность топливомера СКЭС-2027А

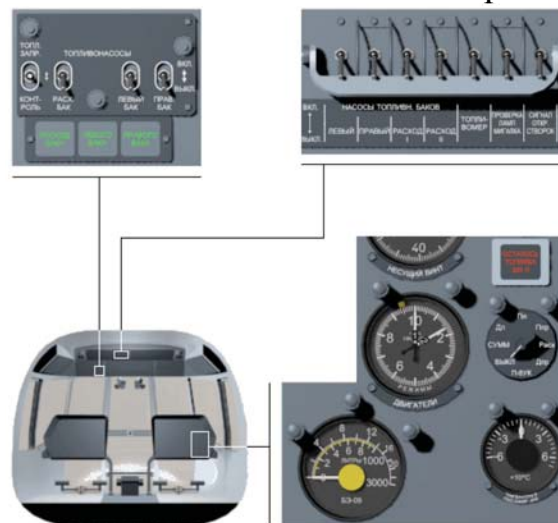


Рисунок 2.94. Расположение органов управления и контроля топливомера: АЗС, выключателя, переключателя заправка – контроль, табло сигнализаторов, указателя и переключателя топливомера

## Топливомер СКЭС-2027В

Электрический рычажно-поплавковый топливомер СКЭС-2027В (рис. 2.95) предназначен для дистанционного суммарного и отдельного измерения запаса топлива в баках (вертолета, а также для сигнализации о заполнении баков при заправке и критическом остатке топлива 270л.

Принцип действия топливомера основан на изменении величины переменного активного сопротивления датчика в зависимости от изменения уровня топлива в баках.

Для преобразования неэлектрической величины, т.е. высоты уровня топлива, в электрическую величину — активное сопротивление — служат реостатные датчики рычажно-поплавкового типа, установленные в баках вертолета и подключенные к электроизмерительному показывающему прибору.

Комплектность топливомера показана на рис. 2.95.

Топливомер питается постоянным током напряжением  $28,5В \pm 10\%$ , включается с помощью АЗС «Топливомер», расположенным на левой панели АЗС.

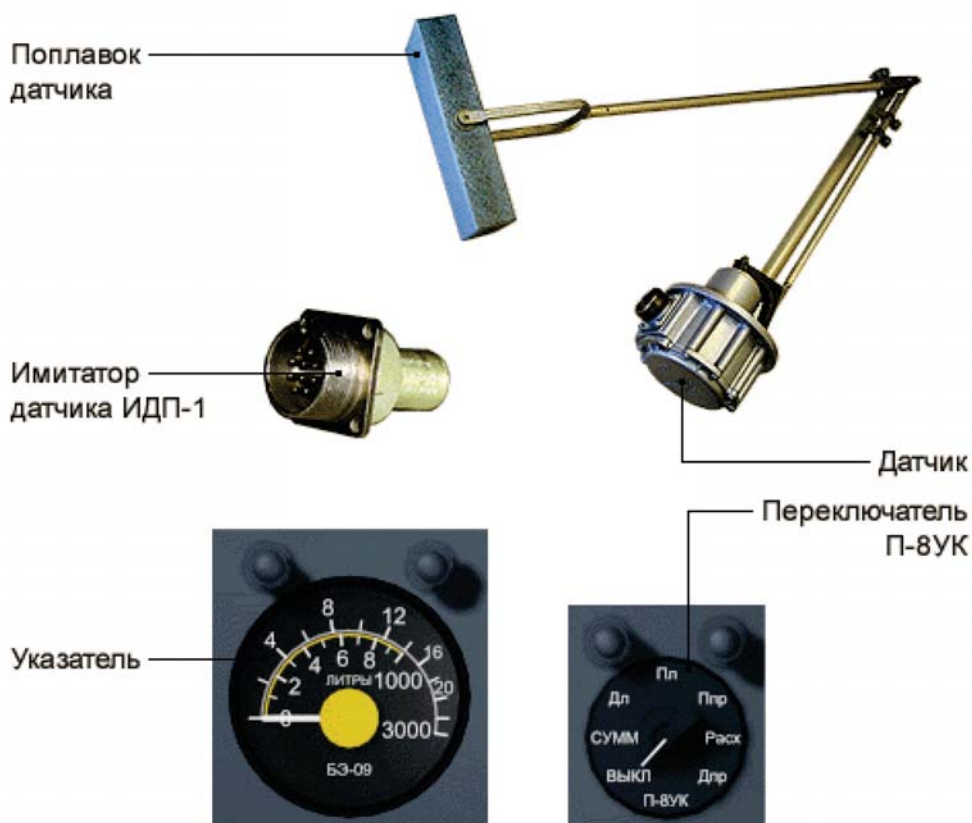


Рисунок 2.95. Комплектность топливомера СКЭС-2027В

При предполетном ТО необходимо проверить количество топлива во всех баках и в каждом баке отдельно. Сравнить эти показания с учетом погрешности прибора. Погрешность топливомера на «0» –  $\pm 4\%$  от размаха шкалы, и на остальном участке –  $\pm 7\%$ .

*ВНИМАНИЕ!* При замере «Суммы» топлива в баках емкость правого установочного переключателя П-8УК в положении дополнительного правого бака «Дпр» и прибавляют измеренное количество топлива к «Сумме».

В полете переключатель П-8УК должен быть в положении «Сумма» и через каждые 30 мин полета необходимо контролировать «Сумму». Перед заправкой переключатель «Заправка-Контроль» поставить в положение «Контроль». Это необходимо для проверки исправности белых табло «Бак полный» на фюзеляже, а также исправности табло «Осталось топлива 270 литров». В полете замер топлива вести в установившемся горизонтальном полете. Недостатком топливомера является колебание стрелки на указателе при полетах с кренами или в болтанку. Табло «Осталось топлива 270 литров» сработает при остатке 270л в расходном баке независимо от положения переключателя П-8УК (кроме положения «Выкл.»).

При заправке переключатель «Заправка-Контроль» поставить в положение «Заправка». При этом белые табло будут сигнализировать момент полного заполнения соответствующего бака. После заправки этот переключатель поставить в нейтральное (среднее) положение. Если при проверке «Суммы» или количества топлива в баках стрелка на указателе резко бьет об упоры на концах шкалы, значит, имеется обрыв в цепи датчиков.

При локализации и устранении причин наиболее характерных неисправностей, топливомера рекомендуется использовать следующие подходы.

- Если стрелка указателя топливомера "зашкаливает" при установке ручки переключателя П-8УК в положение "Сумма" или "Д", то причина обусловлена разрывом цепи топливомера из-за не подсоединения имитатора датчика ИДП-1. Это происходит, когда по производственной необходимости или из-за повреждения снимался дополнительный бак и отсоединялся электрожгут от его датчика. При подсоединении имитатора показания топливомера дополнительного бака будут равны нулю, что исключает влияние на суммарное показание количества топлива.

- Если стрелка указателя топливомера "зашкаливает" при установке ручки переключателя П-8УК в положение "Сумма" или "Дл", то причина обусловлена разрывом цепи топливомера в результате перепутывания датчиков подвесных баков. Датчики левого и правого подвесных баков не взаимозаменяемы.

- Если наблюдаются колебания стрелки указателя топливомера при установке ручки переключателя П-8УК в положение "Расх.", что проявляется при повышенных вибрациях вертолета, то причиной неисправности является нарушение контакта между ползуном и реостатом вследствие загрязнения реостата. Причина неисправности устанавливается промывкой потенциометра техническим спиртом.

- Если наблюдаются колебания стрелки указателя топливомера во всех положениях ручки переключателя П-8УК, кроме "Выкл.", то причиной является попадание смазки на контактные ламели переключателя или ослабление пружины его фиксатора. Для устранения причины неисправности необходимо снять переключатель, вскрыть его кожух, промыть ламели бензином и при необходимости деформировать пружину таким образом, чтобы шарик четко фиксировал все положения переключателя.

- Если показания топливомера не соответствуют фактическому количеству топлива в баках, то возможной причиной является установка на какой-либо датчик поплавка с рычагом, длина которого отличается от обозначенной на крышке датчика.

Для предотвращения неисправности при установке датчиков топливомера необходимо проверить соответствие фактической длины рычага величине, обозначенной на крышках.

- Если не загорается одно из табло "Бак полон" при полной заправке бака, то наиболее вероятной причиной является отказ микровыключателя в датчике. Отказ микровыключателя происходит вследствие разрушения его элементов или разрегулировки.

Для восстановления работоспособности датчика необходимо его заменить. Ремонт и регулировка датчика производится в лабораторных условиях.

Аналогичный подход можно использовать при восстановлении работоспособности топливомера, когда при наличии топлива в расходном баке менее 270 литров не загорается табло "Осталось топлива 270л".

- Если после полной выработки из левого подвесного бака и последующей его заправки топливомер показывает на отсутствие в

нём топлива, то причиной является заклинивание поплавка датчика в крайнем нижнем положении о перегородку в баке. Заклинивание происходит из-за изменения угла наклона фланца датчика вследствие деформации верхней части бака. Для предотвращения данной неисправности категорически запрещается наступать на бак в процессе технического обслуживания.

## 2.6. Регистрирующие приборы

### 2.6.1. Система САРПП-12ДМ

Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12ДМ предназначена для записи световым лучом на фотопленке шести постоянных параметров полета и шести (с 1978 года - девяти) разовых команд, а также для сохранения записанной информации в случае механического повреждения при ударе.

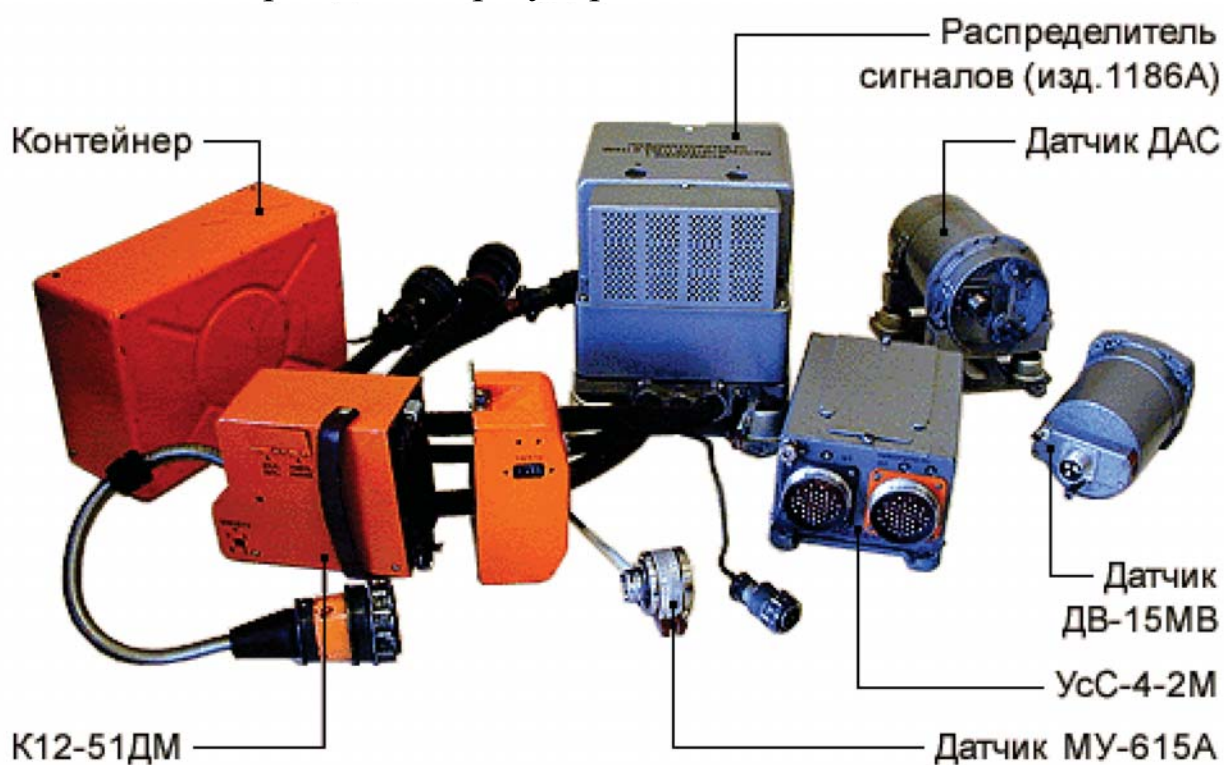


Рисунок 2.96. Комплектность САРПП-12ДМ



Таблица. 2.14. Технические данные САРПП-12ДМ

Напряжение питания	27В ±10%
Номинальные скорости протяжки фотопленки: - 1-я скорость - 2-я скорость	0,7 - 1,3мм/с 1,75 - 3,25мм/с
Номинальные значения интервалов отметки времени: - на 1-й скорости - на 2-й скорости	7,7 - 14,3с 3,08 - 5,7с
Основная погрешность регистрации от максимального значения диапазона измерения соответствующего параметра: - высота - скорость - шаг несущего винта - частота вращения несущего винта - угол тангажа - угол крена	±4% ±4% ±5% ±5% ±5% ±5%

К постоянным параметрам, регистрируемым системой САРПП-12ДМ во время полета, относятся: - барометрическая высота полета; - приборная скорость полета; - шаг несущего винта; - частота вращения несущего винта; - угол тангажа вертолета; - угол крена вертолета.

Постоянные параметры записываются и фиксируются как в нормальных условиях полета, так и при сложившейся аварийной ситуации.

К разовым командам, регистрируемым системой только при создавшихся аварийных условиях полета, относятся: - аварийный остаток топлива 300л (270л); - отказ в работе насосов ЭЦН-75Б подвесных топливных баков; - пожар в одном из четырех отсеков (отсеке левого двигателя, отсеке правого двигателя, редукторном отсеке, отсеке керосинового обогревателя КО-50); - отказ основной гидросистемы; - отказ дублирующей гидросистемы; - падение давления масла в главном редукторе.

На вертолетах выпуска с 1978 года в систему САРПП-12ДМ введена запись еще трех разовых команд: - включение противообледенительной системы (ПОС) левого двигателя; - ручное включение ПОС правого двигателя; - включение пылезащитного устройства (ПЗУ).

Принцип работы системы заключается в следующем: параметры, подлежащие регистрации, воспринимаются датчиками, стабилизированное питание на которые подается из согласующего устройства.

Электрический сигнал датчика в виде постоянного тока, пропорционального регистрируемому параметру, через схему согласующего устройства поступает на чувствительный элемент накопителя информации - вибратор.

Накопитель информации преобразует поступающие электрические сигналы с помощью вибраторов и оптической схемы в соответствующие отклонения световых точек, оставляющих на фотопленке экспонированные следы.

Лентопротяжный механизм накопителя развертывает изменение измеряемых величин во времени. Для преобразования и учета времени в накопителе имеется отметчик времени.



Рисунок 2.97. Управление и контроль работы САРПП

**ПРИМЕЧАНИЕ:** С 1983 года на вертолетах устанавливается система САРПП-12Д1М, которая полностью взаимозаменяема с системой САРПП-12ДМ и отличается замедленной скоростью (0,35 - 0,65мм/с) протяжки фотопленки в накопителе информации К12-51ДМ.

*Время непрерывной работы накопителя - не менее 5час при запасе фотопленки в кассете 12м.*

На крышке щитка предохранителей в кабине летчиков справа установлены выключатель «САРПП РУЧН-АВТ» и лампа «САРПП ВКЛ» (или «КОНТРОЛЬ РАБОТЫ»), сигнализирующая о работе лентопротяжного механизма накопителя. Включение системы САРПП-12ДМ осуществляется как вручную от выключателя «САРПП РУЧН-АВТ» при установке его в положение «РУЧН», так и автоматически, когда выключатель находится в положении «АВТ», при этом система вклю-

чается в работу только при наличии давления в основной или дублирующей гидросистемах или от срабатывания микровыключателей на стойках шасси при отрыве вертолета от земли.

В комплект системы САРПП-12ДМ входят следующие компоненты.

**Накопитель информации К12-51ДМ** серии 2 предназначен для записи различных измеряемых параметров, преобразованных в электрические сигналы постоянного тока, и сохранения записанной информации в случае механического удара.



Принцип действия накопителя информации заключается в преобразовании измеряемых величин, поступающих в виде электрических сигналов постоянного тока от соответствующих датчиков, в пропорциональные отклонения световых точек, переносимых оптической системой на движущуюся с определенной скоростью фотопленку.

Преобразование измеряемых постоянных параметров осуществляется с помощью чувствительных элементов (вибраторов). В этом случае отклонения световых точек на фотопленке записываются в виде кривых функций времени.

Преобразование измеряемых разовых команд осуществляется с помощью узла световой сигнализации накопителя информации. В этом случае отклонения световых точек на фотопленке записываются в виде сплошных параллельных линий на строго определенном расстоянии от базовой линии.

Регистрация параметров осуществляется на фотопленке шириной 35мм. Запас фотопленки толщиной 0,09мм в кассете КС-0,5 – не менее 12м.

Конструктивно накопитель информации состоит из светолучевого магнито-электрического осциллографа и бронекассеты, помещенных в контейнер. В корпусе осциллографа заключены: магнитный блок с шестью вибраторами и отметчиком базовой линии; редуктор с электродвигателем; осветитель с оптическими деталями; элементы обогрева и терморегулятор. На правой стенке накопителя сверху под защелкой находится лампочка сигнализации работы прибора и две кнопки (включения питания и прописи нулевых линий вибраторов).

Накопитель информации установлен в радиоотсеке между шп. № 15 и 16.

**Согласующее устройство УсС-4-2М** выполняет следующие функ-



ции: - преобразует сигналы, поступающие от датчиков, в электрический ток или напряжение, воспринимаемое чувствительными элементами накопителя информации (вибраторами); - выдает стабилизированное напряжение для питания измерительных цепей; - выдает стабилизированное напряжение для питания двигателя

лентопротяжного механизма накопителя и лампы отметки времени накопителя; - выдает стабилизированное напряжение для питания центрального осветителя и узла световой сигнализации.

Согласующее устройство имеет литой корпус, в котором расположены четыре печатные платы и блок резисторов. Корпус закрыт кожухом, через отверстия которого осуществляется доступ к резисторам. Отверстия закрыты крышкой, которая крепится одним винтом.

Согласующее устройство установлено в радиоотсеке между шп.

№ 16 и 17.

**Распределитель сигналов 1186А** является силовым повторителем



сигналов крена и тангажа вертолета, выдаваемых соответствующими сельсинами-датчиками авиагоризонта АГБ-ЗК, расположенного на правой приборной доске в кабине летчиков, и предназначен для выдачи этих сигналов в накопитель информации.

Передача сигналов по крену и тангажу осуществляется двумя одинаковыми следящими си-

стемами.

Каждая система состоит из следующих элементов схемы:

- сельсина-датчика крена (тангажа) авиагоризонта АГБ-ЗК;
- полупроводникового усилителя и двигателя-генератора ДГ-1ГА;
- редуктора, сельсина-приемника и потенциометра, размещенных в распределителе сигналов.

При отклонении вертолета относительно продольной или поперечной оси происходит рассогласование между сельсином-датчиком крена (тангажа) авиагоризонта и соответствующим сельсином-приемником распределителя сигналов. Сигнал рассогласования усиливается полупроводниковым усилителем и подается на обмотку двигателя-генератора ДГ-1ГА, который передает вращение ротору сельсина-приемника, приводя его в положение, соответствующее положению ротора сельсина-датчика авиагоризонта.

При обработке ротора сельсина-приемника крена или тангажа его движение с помощью без люфтового зубчатого зацепления передается щеткам потенциометра распределителя сигналов.

Таким образом, распределитель сигналов воспроизводит углы крена и тангажа вертолета и выдает с потенциометров в накопитель информации сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа.

Распределитель сигналов установлен под полом кабины летчиков между шп.№ 4Н и 5Н.



**Датчик высоты ДВ-15МВ** предназначен для определения барометрической высоты полета и выдачи электрического сигнала, пропорционального измеряемой высоте.

Основным элементом прибора, реагирующим на изменение атмосферного давления, является anerоид в виде герметичной мембранной коробки, из которой откачан воздух. Anerоидную коробку помещают в герметичный корпус, который сообщается трубопроводом через штуцер с приемником статического давления, расположенным вне объекта во встречном потоке воздуха. При изменении атмосферного давления (высоты) anerоидная коробка деформируется и через передаточный механизм передает движение на щетку потенциометра.

На потенциометр от согласующего устройства подается стабилизированное напряжение. С движка и одного конца потенциометра снимается напряжение, пропорциональное изменению высоты; оно подается в накопитель информации.

Датчик высоты установлен под полом кабины летчиков между шп.№ 3Н и 4Н.



**Датчик приборной скорости ДАС** предназначен для измерения приборной скорости и выдачи электрического сигнала, пропорционального ее изменению.

Чувствительный элемент датчика состоит из двух манометрических коробок, соединенных общим трубопроводом, по которому полное давление ( $P_p$ ) поступает в чувствительные элементы.

Статическое давление ( $P_{ст}$ ) поступает в герметичный корпус датчика. Под действием разности полного и статиче-

ского давлений ( $R_{дин} = R_{п} - R_{ст}$ ) чувствительные элементы прогибаются и через передаточно-множительный механизм передвигают щетку, скользящую по потенциометру.

На потенциометр от согласующего устройства подается стабилизированное напряжение. С движка и одного конца потенциометра снимается напряжение, пропорциональное изменению скорости; оно подается в накопитель информации.

Датчик приборной скорости установлен под полом кабины летчиков между шп.№ 4Н и 5Н.

**Датчик угловых перемещений МУ-615А** предназначен для выдачи



электрического сигнала, пропорционального общему шагу лопастей несущего винта, и регистрации его в накопителе информации.

Принцип действия датчика основан на преобразовании угла поворота оси датчика в пропорциональное изменение сопротивления потенциометра. Ось датчика кинематически связана с движком потенциометра и с ползуном автомата перекоса. Изменение углов установки лопастей несущего винта, зависящее от положения ползуна автомата перекоса, приводит к перемещению щетки потенциометра на величину, пропорциональную этому изменению. Потенциометр датчика вместе с потенциометром согласующего устройства составляют мостовую схему. Напряжение, снимаемое с диагонали моста, пропорциональное углу поворота лопастей несущего винта, поступает на соответствующий вибратор накопителя информации.

Датчик установлен на главном редукторе.

Датчиком частоты вращения несущего винта является датчик Д-1М тахометра ИТЭ-1, датчиком углов крена и тангажа – авиагоризонт АГБ-3К (правый).

Кроме того, для подачи разовых команд также используются датчики штатного оборудования вертолета:

- датчик расходного бака из комплекта топливомера СКЭС-2027В; для подачи сигнала об аварийном остатке топлива 300л (270)л;

- сигнализаторы давления СД-29А – для подачи сигнала об отказе топливных насосов ЭЦН-75;

- датчики ДПС системы сигнализации о пожаре ССП-ФК – для подачи сигнала пожара в отсеках;

- сигнализаторы МСТ-35А (МСТ-25А) – для подачи сигнала об отказе основной или дублирующей гидросистемы;
- сигнализатор давления МСТВ-2,5С – для подачи сигнала о падении давления масла в главном редукторе.

### 2.6.2. Бортовое устройство регистрации БУР-1-2Ж

Бортовое устройство регистрации БУР-1-2Ж предназначено для сбора, регистрации в полете параметрической информации и сохранения этой информации в случае летного происшествия.

Таблица 3.2. Технические данные БУР-1-2Ж

Напряжение питания постоянным током	от 18 до 33В
Потребляемая мощность	не более 100Вт
Продолжительность сохраняемой записи в ЗБН-1	50±10час
Время непрерывной работы	15час

БУР-1-2Ж регистрирует 23 аналоговых параметра

1. Приборная скорость.
2. Барометрическая высота.
3. Геометрическая высота.
4. Гиромагнитный курс.
5. Угол крена.
6. Угол тангажа.
7. Перегрузка по вертикали.
8. Перегрузка в продольном направлении.
9. Перегрузка в поперечном направлении.
10. Положение ручки общего шага.
11. Общий шаг несущего винта.
12. Положение педалей.
13. Шаг рулевого винта.
14. Продольное положение ручки управления.
15. Продольное положение автомата перекоса.
16. Поперечное положение ручки управления.
17. Поперечное положение автомата перекоса.
18. Частота вращения турбокомпрессора левого двигателя.
19. Частота вращения турбокомпрессора правого двигателя.
20. Частота вращения несущего винта.
21. Напряжение постоянного тока на аккумуляторной шине.

22. Температура газов левого двигателя.
23. Температура газов правого двигателя.
- и 24 разовые команды.
1. Превышение температуры масла в главном редукторе.
2. Минимальное давление масла в главном редукторе.
3. Минимальное давление жидкости в основной гидросистеме.
4. Минимальное давление жидкости в дублирующей гидросистеме.
5. Закрытое положение левого пожарного крана.
6. Закрытое положение правого пожарного крана.
7. Сигнал «Обледенение».
8. Срабатывание сигнализации о пожаре в отсеке левого двигателя.
9. Срабатывание сигнализации о пожаре в отсеке правого двигателя.
10. Срабатывание сигнализации о пожаре в отсеке главного редуктора.
11. Срабатывание сигнализации о пожаре в отсеке обогревателя КО-50.
12. Сигнал «Опасная высота».
13. Включение ПОС несущего и хвостового винтов.
14. Обжатие стойки шасси.
15. Срабатывание сигнала «Осталось топлива 270л.»
16. Сброс груза с внешней подвески (срабатывание замка ДГ-64).
17. Отказ насосов левого и правого подвесных баков.
18. Отказ левого генератора.
19. Отказ правого генератора.
20. Нажатие кнопки выхода на внешнюю радиосвязь.
21. Ручное включение ПОС левого двигателя.
22. Ручное включение ПОС правого двигателя.
23. Отказ насосов расходного бака.
24. Нажатие кнопок основного и аварийного сброса груза.



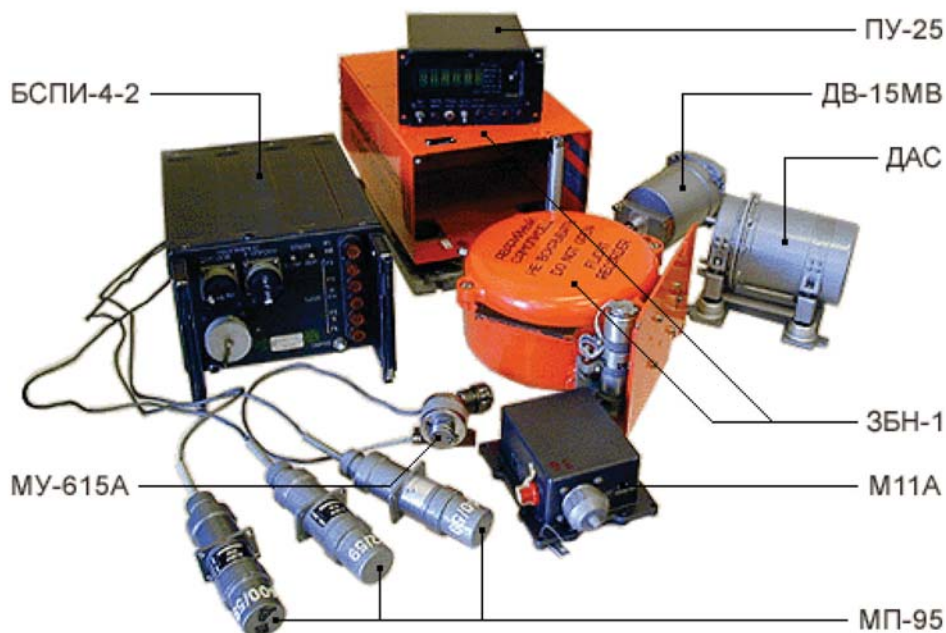


Рисунок 2.98. Комплектность БУР-1-2Ж

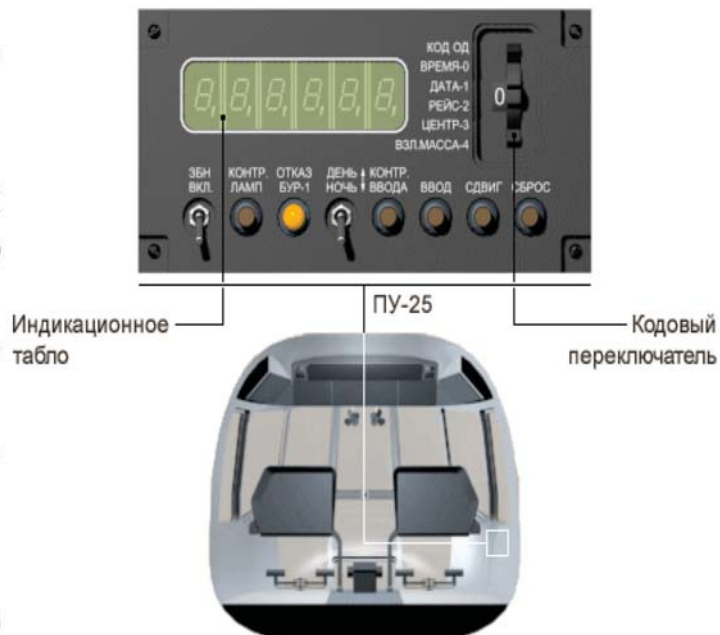
Комплектация БУР-1-2Ж показана на рис.2.98.

В состав бортового устройства регистрации БУР-1-2Ж входят следующие устройства:

**Пульт управления ПУ-25** (установлен на правом борту кабины летчиков между шп.№ 2 и 3). Пульт управления ПУ-25 предназначен для ввода, запоминания и отображения на индикационном табло опознавательных данных вертолета, для дистанционного ручного включения ЗБН-1 и контроля работоспособности блоков регистратора на земле.

На передней панели ПУ-25 размещены:

- табло для индикации опознавательных данных и кода;
- кодовый переключатель «КОД ОД» ввода кода опознавательных данных;
- выключатель «ЗБН ВКЛ» включения протяжки магнитной ленты защищенного бортового накопителя;
- переключатель «ДЕНЬ - НОЧЬ» изменения яркости подсветки табло;
- кнопки «СДВИГ», «ВВОД», «КОНТР.ЛАМП», «КОНТР.ВВОДА», «СБРОС»;



- светосигнализатор «ОТКАЗ БУР-1».

Ввод опознавательных данных (время, дата полета, № рейса, центровка, взлетная масса) производится вручную с помощью кодового переключателя и кнопок «ВВОД» и «СДВИГ».

**Блок сбора информации БСПИ-4-2** (установлен на монтажной раме в радиоотсеке между шп.№19 и 20);



Блок сбора полетной информации БСПИ-4-2 выполняет следующие функции: преобразование напряжения 27В в стабилизированное напряжение 5В постоянного тока для питания потенциометрических датчиков; коммутацию входных сигналов и разовых команд; масштабирование и нормализацию сигналов; преобразование нормализованных сигналов в цифровую форму; формирование частоты синхронизации для синхронизации работы остальных блоков БУР-1-2Ж.

Блок сбора полетной информации БСПИ-4-2 выполняет следующие функции: преобразование напряжения 27В в стабилизированное напряжение 5В постоянного тока для питания потенциометрических датчиков; коммутацию входных сигналов и разовых команд; масштабирование и нормализацию сигналов; преобразование нормализованных сигналов в цифровую форму; формирование частоты синхронизации для синхронизации работы остальных блоков БУР-1-2Ж.

**Защищенный бортовой накопитель ЗБН-1** (установлен в хвостовой балке между шп. № 8Б и 10Б);



Защищенный бортовой накопитель ЗБН-1 предназначен для записи на магнитный носитель преобразованной в цифровую форму полетной информации. Для записи используются 12 записывающих магнитных головок, конструктивно объединенных с 12 головками воспроизведения в два блока.

Первоначально запись производится по первой дорожке (прямой рабочий ход), после реверса – по второй дорожке (обратный рабочий ход) и т.д. до 12-й дорожки. После чего производится реверс и возврат на 1-ю дорожку и т.д.

Накопитель имеет съемный лентопротяжный механизм ЛПМ-23. Для обеспечения работоспособности ЛПМ в условиях низких температур наружного воздуха он оборудован терморегулятором и двумя обогревающими элементами, которые включаются при температуре ниже  $10 \pm 2^\circ\text{C}$ .

**Датчик высоты ДВ-15МВ** (установлен под полом кабины летчиков);

**Датчик приборной скорости ДАС** (установлен под полом кабины летчиков);

**Датчик вертикальной перегрузки МП-95<sup>+3</sup>-1** и два датчика **продольной и боковой перегрузок МП-95±1,5** (все датчики установлены в верхней части шп. № 9);

**Датчики угловых перемещений МУ-615А** восемь шт. (четыре датчика рычагов управления размещены на шп. № 5 со стороны грузовой кабины, два датчика в продольном и поперечном управлении установлены за гидроусилителями, один датчик установлен на главном редукторе (общий шаг лопастей НВ), один датчик – на хвостовом редукторе (шаг лопастей рулевого винта);

**Модули М11А** два шт. (усилители напряжения термопар Т-80Т, установлены в грузовой кабине между шп. № 5 и 6);

**Сигнализатор давления МСТВ-2,5С** (установлен на главном редукторе).

Кроме этого, измерение параметров полета осуществляют также датчики штатного оборудования вертолета.

<b>Контрольные вопросы по приборному оборудованию</b>
Назначение ВД-10
Назначение УС-450
Назначение ВР-10К
Назначение ПВД-6М
Назначение АЧС-1
Назначение ЭУП-53
Назначение БСПК-1
Назначение КИ-13
Назначение АГБ-3К
Назначение ГМК-1А
Назначение ИТЭ-2
Назначение ИТЭ-1
Назначение ЭМИ-ЗРИ
Назначение ИТГ-180
Назначение УРТ-27
Назначение ЭМИ-ЗРВИ
Назначение ТУЭ-48
Назначение СКЭС-2027В
Назначение УШВ-1
Назначение АП-34
Назначение ДИМ-100К
Назначение МВУ-100К
Назначение МА-60К
Назначение ТВ-45
Назначение ТВ-19
Чем питается ВД-10
Чем питается УС-450
Чем питается ВР-10
Каким током питается ЭУП-53
Каким током питается ГМК-1А
Каким током питается АГБ-3К
Каким током питается АП-34
Каким током питается ИТЭ-1
Каким током питается ИТГ-180
Каким током питается ЭМИ-ЗРВИ
Каким током питается СКЭС-2027В
Что показывает ИТЭ-2

Что показывает УШВ-1
Как производится предполетная проверка высотомера
Как производится предполетная проверка указателя скорости
Как производится предполетная проверка топливомера
Как производится предполетная проверка ДИМ-ов
Как производится контроль ГМК-1А
Как контролируется исправность авиагоризонтов
Как производится контроль ИТЭ-2Т
Как производится контроль работоспособности БУР-1-2

### **РАЗДЕЛ 3. РАДИООБОРУДОВАНИЕ ВЕРТОЛЕТА Ми-8Т И ЕГО ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ**

#### **Общие сведения о радиоэлектронном оборудовании вертолета МИ-8Т**

Радиоэлектронное оборудование, размещенное на вертолете Ми-8, позволяет экипажу вертолета:

- поддерживать двустороннюю радиосвязь на большие расстояния;
- осуществлять связь с диспетчерскими командными пунктами;
- вести внутривертолетную связь между членами экипажа;
- оповещать экипаж вертолета и командный пункт по коротковолновой связи об аварийных ситуациях в полете;
- записывать на магнитофон информацию и команды, поступающие по линиям радиосвязи и внутренней бортовой телефонной связи;
- совершать полет по приводным и широковещательным станциям;
- определять истинную высоту полета.

В состав радиосвязного оборудования вертолета входят:

- связная коротковолновая (КВ) радиостанция «Ядро-1А»;
- командная ультракоротковолновая (УКВ) радиостанция Р-863 (или «Баклан-20»);
- аварийный УКВ радиоприемник Р-852;
- аппаратура речевых сообщений РИ-65Б;
- переговорное устройство СПУ-7;
- магнитофон МС-61 (П-503).

Радионавигационное оборудование состоит из:

- автоматического средневолнового радиокompаса АРК-9;
- автоматического УКВ радиокompаса АРК-У2 (АРК-УД);
- радиовысотомера малых высот А-037 (РВ-3).

В состав радиолокационного оборудования вертолета входят:

- метеорадиолокатор А-813.

Примечание на транспортных и пассажирских вертолетах, поставляемых гражданской авиации, устанавливаются радиостанции «Ядро-1А» и «Баклан-20», на остальных вертолетах - радиостанции «Ядро-1А» и Р-863.

На вертолетах пассажирского варианта (Ми-8П), поставляемых гражданской авиации, УКВ радиоприемник Р-852, УКВ радиокompас АРК-У2 (АРК-УД) отсутствуют, но дополнительно устанавливается громкоговорящее устройство СГУ-15.

### 3.1. Радиосвязное оборудование

#### 3.1.1. Связная коротковолновая (КВ) радиостанция «ЯДРО-1А»

Коротковолновая радиостанция (р/ст) «ЯДРО-1А» является приемопередающей радиотелефонной станцией предназначена для ведения р в полете беспойсковой, бесподстроечной симплексной радиотелефонной дальней связи экипажа вертолета с наземными диспетчерскими пунктами управления, а также между вертолетами на коротких волнах (КВ) дальностью не менее 400км в соответствии с радиопрогнозом связи при полётах на малых высотах.

Технические данные радиостанции «ЯДРО-1А» приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1. Технические данные р/ст «ЯДРО-1А»

Диапазон частот	2000 - 17999 кГц
Разнос частот между соседними каналами	100 Гц
Мощность передатчика:- в диапазоне частот 12 - 17,999 МГц - на остальных частотах	не менее 50Вт не менее 100 Вт
Полоса пропускания приемника на уровне 6 dB: - в режиме работы АМ - в режиме работы ОМ	не менее ±3600Гц не менее 3200 Гц
Время готовности к работе с номинальной стабильностью ±20 Гц	не более 15 мин
Время автоматической перестройки с одной частоты на другую	не более 5 с
Напряжение питания	27 В ± 10%
Потребляемая мощность - в режиме передача»	не более 600Вт
Потребляемая мощность - в режиме «прием»	не более 280Вт

**Основные технические данные радиостанции «ЯДРО-1А»**  
Диапазон частот 2000 – 17999,9 кГц.

Сетка частот 100Гц.

Общее число волн связи 160 000.

Максимальная погрешность несущей частоты  $\pm 20$  Гц.

Чувствительность радиоприемника в режиме амплитудной модуляции (АМ) не хуже 20мкВ.

Чувствительность радиоприемника в режиме однополосной модуляции (ОМ)

в не хуже 3мкВ.

Мощность радиопередатчика в диапазоне работы: 2 - 11,9999мГц не менее 100Вт.

Мощность радиопередатчика в диапазоне работы: 12.-.17,9999мГц не менее 50Вт.

Время готовности р/ст к работе:

с нормальной стабильностью в режимах АМ и ОМ - 15 минут;

с пониженной стабильностью в режиме АМ - 2 минуты.

Питание радиостанции осуществляется постоянным током напряжения 27В от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗ-СГК-25-2с с трафаретом «СВЯЗН РС», расположенном на левой панели АЗС электропульты пилотов.

Мощность, потребляемая радиостанцией от сети постоянного тока 27В следующая:

в режиме "ПРИЁМ" 280Вт,

в режиме "ПЕРЕДАЧА" 640Вт.

Радиостанция конструктивно выполнена по блочному принципу.

### Комплектность радиостанции «ЯДРО-1А»

Радиостанция «ЯДРО-1А» состоит из следующих отдельных блоков,

- приемовозбудитель (блок Б1-ЯрП-1А);
- усилитель мощности (блок Б4-Яр1);
- амортизационная рама (блок Б10Б-Яр1);
- антенное согласующее устройство (блок Б5-Яр1);
- пульт дистанционного управления (блок Б7А1-Яр1);
- блок питания вентилятора (блок Б18-Яр1).

Внешний вид блоков радиостанции «ЯДРО-1А» представлен на рисунке 3.1, а размещение блоков показано на рисунке 3.2.

Приемовозбудитель (блок Б1-ЯрП-1А) и усилитель мощности (блок Б4-Яр1), скомплектованы в единый моноблок, установленный на об-



щей амортизационной раме - платформе (блок Б10-ЯрI). Крепление блоков к амортизационной раме осуществляется накладными замками шарнирного типа.

Амортизационная рама одновременно служит защитой блоков от механических повреждений и осуществляет электрическое соединение блоков Б1-ЯрП-IA, Б4-ЯрI между собой и производит соединение электрических цепей с другими блоками и с бортовой сетью вертолета.

Так как электромотор-вентилятора радиостанции питается напряжением 115В, на вертолете установлен отдельный блок питания вентилятора -блок Б18-ЯрI,представляющий собой электро-механический преобразователь постоянного тока напряжением 27В в переменный ток напряжением 115В. )

Мощность, потребляемая мотором вентилятора, составляет 70ВА.



Рис. 3.1. Комплектность радиостанции «ЯДРО-1А»

В нижней стороне горизонтальной панели амортизационной рамы - блок Б10Б-ЯрI располагается воздушный коллектор, служащий для подвода воздуха к блоку усилителя мощности для обеспечения его нормального теплового режима. Создание воздушного потока производится за счет электромотора вентилятора, установленного на входе воздушного коллектора в задней части амортизационной рамы.

Все блоки радиостанции, кроме пульта дистанционного управления (ПДУ), размещены в радиоотсеке между шпангоутами № 13 и 16. ПДУ установлен на правой боковой панели электропульты пилотов.

Антенное согласующее устройство (блок Б5-ЯрI) скомпоновано в корпусе прямоугольной формы, который крепится к элементам конструкции вертолета с помощью амортизаторов.

Все блоки радиостанции, кроме пульта дистанционного управления (ПДУ), размещены в радиоотсеке между шпангоутами № 13 и 16 фюзеляжа вертолета. Управление радиостанцией осуществляется с пульта дистанционного управления, отдельно показанного на рисунке 3.3. и установленного на правой боковой панели электропульта кабины экипажа.

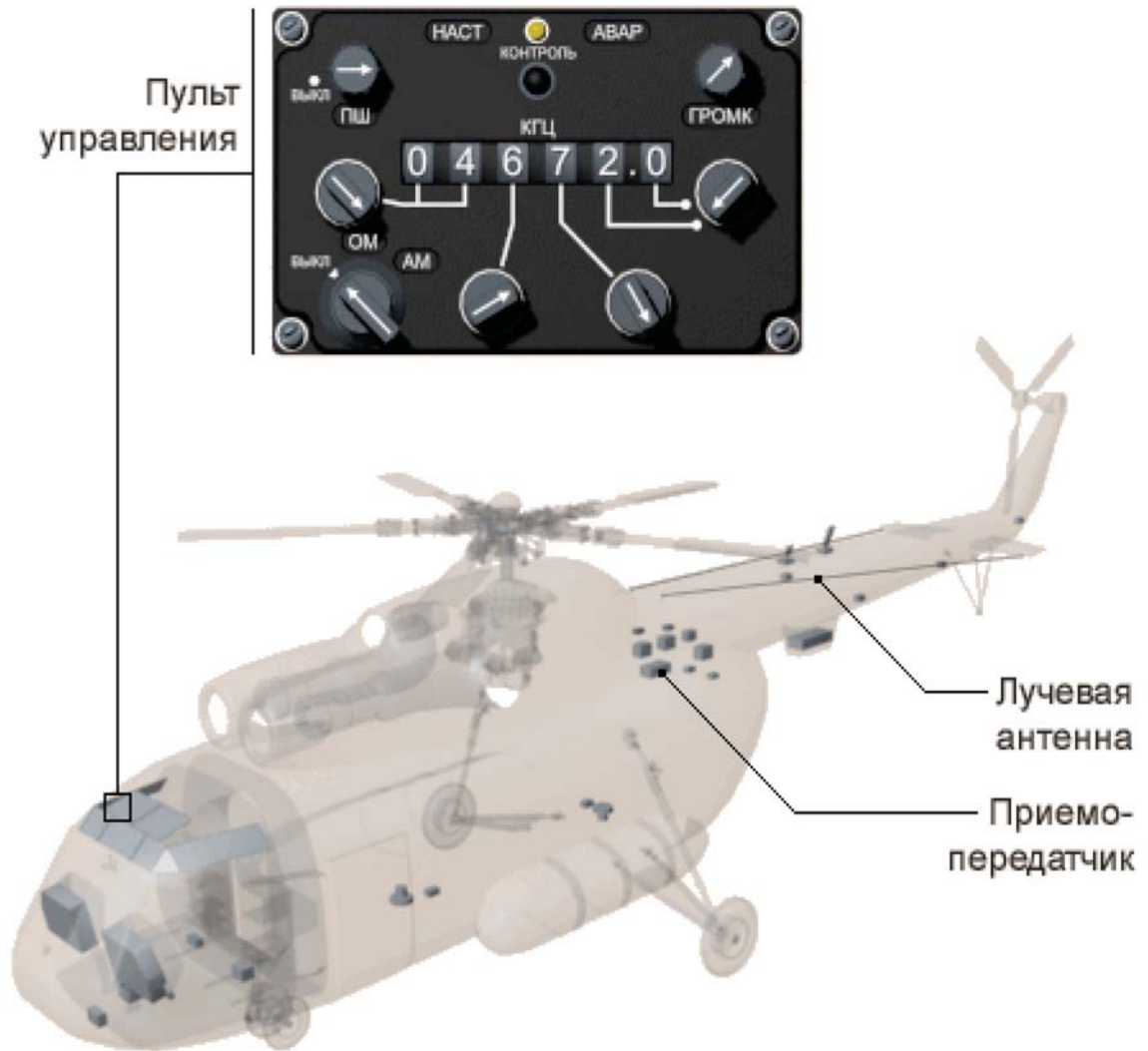


Рис. 3.2. Размещение блоков радиостанции «ЯДРО-1А»

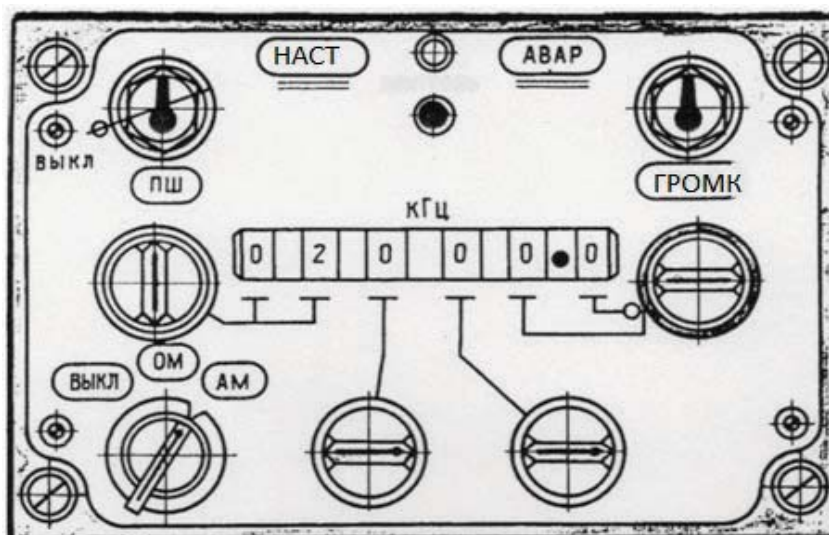


Рис. 3.3. Пульт дистанционного управления блок Б7А1-ЯрI радиостанции «Ядро-1А»

Пульт дистанционного управления (блок Б7А1-ЯрI) позволяет производить установку частот, обеспечивает переключение видов работы - способов модуляции, производит регулировку громкости, уровня подавления шумов, осуществляет включение встроенного контроля радиостанции, для этого на лицевой панели пульта управления расположены следующие органы управления и сигнализации:

- 4 ручки набора частоты, из которых крайняя правая ручка переключения десятых долей килогерц является сдвоенной;
- индикаторное цифровое устройство барабанного типа набранной частоты работы;
- ручка включения и выключения радиостанции, совмещенная с ручкой регулировки громкости;
- ручка переключения режимов работы однополосная или амплитудная модуляция «ОМ - АМ»;
- ручка ступенчатой регулировки уровня подавления шумов и выключения подавителя шумов;
- световые табло «НАСТ» и «АВАР» индикации периода настройки и аварийного состояния радиостанции;
- глазок световой индикации режима контроля и кнопка тест - контроля радиостанции, находящаяся между табло «НАСТОЙКА» и «АВАРИЯ».

Освещение основных надписей, знаков и цифр осуществляется встроенным красным подсветом.

Радиостанция работает на двухлучевую тросовую антенну с антенным вводом, установленном по правому борту фюзеляжа в районе шпангоутов № 15 и 16.

Для контроля исправности радиостанции необходимо нажать кнопку «КОНТРОЛЬ». При исправной радиостанции загорается светосигнальное табло «КОНТРОЛЬ», прослушиваются шумы в телефонах в режиме «ПРИЕМ» или тон порядка 2000Гц в режиме «ПЕРЕДАЧА».

Оконечные цепи радиостанции («ВХОД», «ВЫХОД», «ПУСК») подключены в СПУ-7 в положениях «СР» переключателей радиосвязей абонентских аппаратов левого и правого летчиков.

Выявление отказавшего блока этой радиостанции осуществляется при нажатии кнопки "Контр." на пульте управления по характерным признакам состояния. Неисправные состояния, их признаки и причина неисправности приведены в таблице 3.2. Знак "+" означает наличие признака неисправности конкретного блока знак "-" на его отсутствие. Для оценки в качестве отклонений от нормы использованы три наиболее характерных неисправных состояний радиостанции, вызывающих световую сигнализацию - свечение ламп "Настройка", "Контроль" и звуковую сигнализацию - в телефонах авиагарнитур

Таблица 3.2. Неисправные состояния р/ст «ЯДРО-1А»

Отклонения в работе радиостанции "Ядро" - неисправное состояние - вид неисправности;	П р и з н а к и неисправности			Причина неисправности-вышедший из строя блок
	свечение лампы "Наст."	свечение светодиода "Контроль"	тон в телефонах	
Не гаснет лампа табло "Наст." через 9 с после включения или перехода на другую частоту Радиостанция не работает в режиме "Передача"  Радиостанция не работает в режиме "Приём"	+	-	+	Б1-ЯР11-1А Б4-ЯР1
		-	+	
	+	+	-	Б5-ЯР1
	+	-	+	Б1-ЯР11-1А
	-	-	+	Б4-ЯР1
	-	-	+	Б1-ЯР11-1А
	-	-	-	

В радиостанции предусмотрена автоматическая защита от электроперегрузок, коротких замыканий, термозащита, барозащита и защита по коэффициенту бегущей волны.

Предполётная проверка работоспособности радиостанции и отыскание неисправного блока при ТО осуществляется системой встроенного контроля (ВСК) по сигнализации на ПУ.

### 3.1.2. Командная радиостанция Р-863

Командная МВ-ДМВ радиостанция Р-863 предназначена для обеспечения беспойсковой и бесподстроечной телефонной радиосвязи экипажа вертолета в пределах прямой видимости с командными наземными диспетчерскими пунктами и между вертолетами в полете.

Командная радиостанция Р-863 диапазона метровых и дециметровых волн (МВ-ДМВ) предназначена для обеспечения беспойсковой и бесподстроечной телефонной радиосвязи экипажа вертолета на небольшие расстояния в пределах прямой видимости с наземными дис-

петчерскими командными пунктами и радиосвязи между вертолетами в полете.

Питание радиостанции Р-863 производится от сети постоянного тока через автомат защиты сети АЗСГК-10 с трафаретом «КОМАНД РС», расположенный на левой панели АЗС.

Таблица 3.3. Технические данные р/ст Р-863

Диапазон частот: - МВ - ДМВ	100 - 149,975 МГц 220 - 399,975 МГц
Разнос частот между соседними каналами связи	25 кГц
Количество каналов связи, заранее установленных на земле	20
Мощность передатчика: - в диапазоне МВ - в диапазоне ДМВ	10 Вт 8 Вт
Полоса пропускания приемника на уровне 6 дВ: - узкая - широкая	не менее 18 кГц не менее 40 кГц
Время готовности к работе с номинальной стабильностью ( $\pm 1200$ Гц)	15 мин
Время перехода с одного канала на другой канал связи	не более 1,5 с
Напряжение питания	27 В $\pm 10\%$
Потребляемая мощность: - в режиме «Прием» - в режиме «Передача»	не более 50 Вт не более 200 Вт

Радиосвязь по радиостанции Р-863 могут осуществлять оба пилота, как левый, так и правый летчик, каждый со своего рабочего места.

На вертолете Ми-8 в прошлое время применялась радиостанция Р-863, литера 211021, а в настоящее время, начиная с 1986 года радиостанция Р-863, литера 211031.

В комплект радиостанции Р-863 литера 211021 входят следующие блоки:

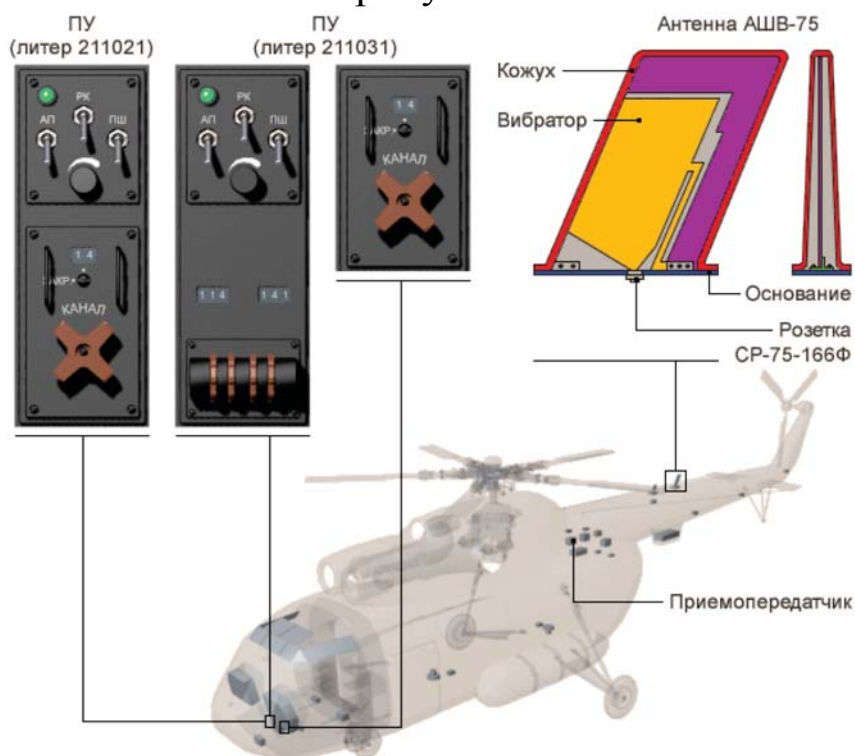
- приемник-возбудитель (блок 1);

- передатчик (блок 2);
- блок согласования (блок 29);
- амортизационная рама (блок 4);
- пульт управления с запоминающим устройством (блок 10а).

В комплект радиостанции Р-863 литера 211031 входят следующие блоки:

- приемник-возбудитель (блок 1);
- передатчик (блок 2);
- блок согласования (блок 29);
- амортизационная рама (блок 4);
- пульт управления с наборным устройством (блок 7а);
- запоминающее устройство (блок 19в).

радиостанция Р-863 питается постоянным током 27В с аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-10 с трафаретом «КОМАНД РС», расположенный на левой панели АЗС. расположенном на левой панели АЗС электропульты пилотов.



3 4. Размещение блоков радиостанции Р-863

Приемник-возбудитель и передатчик комплектуются в моноблок посредством установки их на общей амортизационной раме. Амортизационная рама служит для электрического соединения приемника-возбудителя и передатчика, а также для защиты их от механических повреждений. На передней части рамы расположены предохранители

цепей питания. Приемник-возбудитель и передатчик размещены в радиоотсеке вертолета по правому борту между шпангоутами № 17 и 19.

Блок согласования применяется для согласования выхода радиостанции с антенной АШВ-75. Блок согласования размещен в радиоотсеке, по правому борту вертолета, между шпангоутами № 18 и 19.

Пульт управления с запоминающим устройством или пульт управления с наборным устройством и запоминающее устройство установлены на центральном пульте кабины летчиков. Для возможности работы с запоминающим устройством (ЗУ) или с наборным устройством (НУ) только для комплектации литеры 211031 на центральном пульте установлен переключатель выбора с запоминающего устройства или наборного устройства с трафаретом «КОМАНД РС ЗУ-НУ».

Радиостанция работает на широкополосную антенну АШВ-75 метрового и дециметрового лиапазона волн (МВ – ДМВ). Антенна АШВ-75 имеет волновое сопротивление 75 Ом. Антенна установлена на хвостовой балке фюзеляжа между шпангоутами № 2Б и 3Б.

На вертолетах Ми- 8Т вместо радиостанции Р-863 может устанавливаться УЛЬТРОКОРОТКОВОЛНОВАЯ(УКВ) радиостанция «Баклан-20».

### **3.1.3.Ультракоротковолновая радиостанция «Баклан-20»**

Командная ультракоротковолновая **УКВ** радиостанция «БАКЛАН-20» предназначена для беспойсковой, бесподстроечной радиотелефонной **УКВ** связи экипажа вертолета с наземными диспетчерскими пунктами управления, а также между вертолетами в полете.

В комплект радиостанции входят:

- приемопередатчик;
- дополнительный усилитель низкой частоты (УНЧ) на вертолете может устанавливаться как одиночный, так и сдвоенный комплект радиостанции.

Питание радиостанции осуществляется от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-10 «КОМАНД РС», расположенный на правой панели АЗС.

На вертолетах с двумя радиостанциями «Баклан-20» резервная радиостанция запитывается от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-10 с трафаретом «КОМАНД РС РЕЗЕРВ», установленным на левой панели электропюльта пилотов.



Таблица 3.4. Технические данные р/ст «БАКЛАН-20»

Диапазон частот	118,000 - 135,975МГц
Разнос частот между соседними каналами	25кГц
Общее число каналов связи	720
Выходная мощность передатчика	не менее 20Вт
Полоса пропускания приемника на уровне 6 dB	не менее $\pm 8$ кГц
Время перехода с канала на канал	не более 1с
Напряжение питания	27В $\pm$ 10%
Потребляемая мощность: - в режиме «Прием» - в режиме «Передача»	30Вт 180Вт

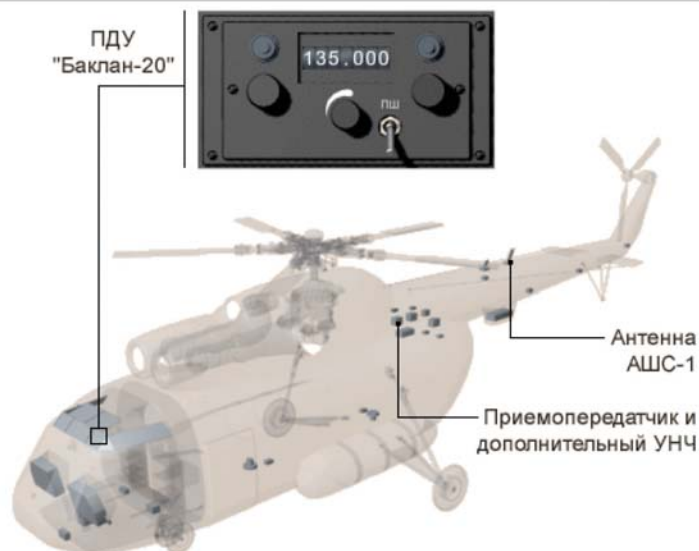


Рис. 3.5. Размещение радиостанции «Баклан»

Приемопередатчик и дополнительный УНЧ установлены на общей амортизационной раме в радиоотсеке по правому борту между шп. № 17 и 18.

ПДУ установлен на левой панели электропульты кабины пилотов.

Радиостанция работает на антенну АШС-1, установленную в районе шпангоутов № 2Б и 3Б хвостовой балки. На вертолетах с двумя радиостанциями «Баклан-20» основная радиостанция размещена там же, как и на вертолетах с одним комплектом радиостанции. Приемопередатчик резервной радиостанции установлен в радиоотсеке сзади приемопередатчика основной радиостанции. ПДУ резервной радио-

станции установлен на кожухе пульта управления автопилота. Резервная радиостанция работает с антенной АШС-1, установленной между шпангоутами № 18 и 19 гаргрота.

### **Антенна АШС-1 УКВ радиостанции**

Штыревая широкополосная антенна АШС-1(рис. 3.6.) представляет собой четвертьволновый вибратор, выполненный из нержавеющей стали в виде двух обтекателей, соединенных между собой с помощью текстолитовой вставки 5.

Верхний обтекатель служит излучателем 7 антенны. Внутри нижнего обтекателя 8 проходит фидер антенны, выполненный из медного канатика 4

и припаянной к нему латунной трубки 8. Верхний конец канатика пропущен через отверстие в текстолитовой вставке и припаян к планке 6 излучателя.

Нижний конец латунной трубки через посеребренный конус 2 припаян к штырю высокочастотного разъема 7. Нижний обтекатель закреплен в основании антенны, представляющем собой сварной кронштейн 9 с фланцем 10. Снизу к фланцу прикреплен высокочастотный разъем антенны. Между обшивкой фюзеляжа и фланцем антенны имеется выравнивающая прокладка. Для обеспечения металлизации поверхности соприкосновения прокладки с фланцем и с обшивкой фюзеляжа, а также поверхность обшивки на этом участке зачищены до металлического блеска. Зазор между обшивкой фюзеляжа, выравнивающей прокладкой и фланцем антенны по периметру заделан герметиком У-ЗОМЭС-5. Связь антенны с приемопередатчиком осуществляется высокочастотным кабелем марки РК 50-7-11.

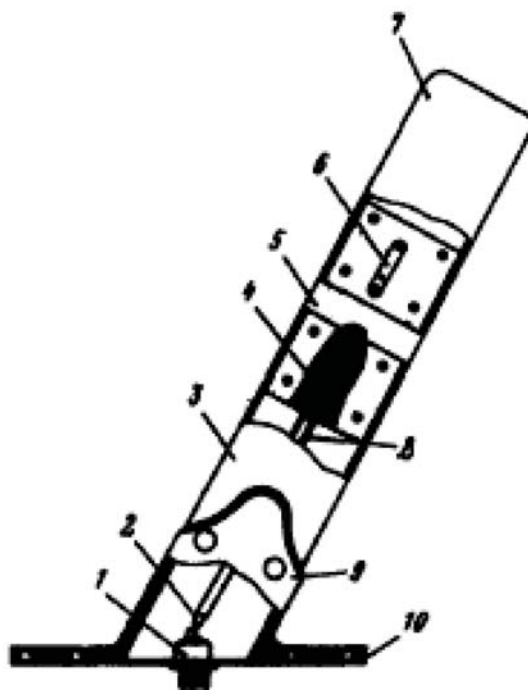


рис. 3.6. антенна АШС-1

1—высокочастотный разъем; 2—конус трубки; 8—обтекатель; 4—  
 канатик; 5—текстолитовая вставка; 6—плавка излучателя; 7—  
 излучатель;  
 5—трубка; P—кронштейн; 10—фланец антенны

Для улучшения радиосвязи радиостанции «Баклан-20» и уменьшения взаимовлияния радиостанций на вертолете МИ-8ПС изменено расположение антенны АШС-1 и приемопередатчика резервной радиостанции «Баклан-20». Приемопередатчик установлен на полу кабины экипажа в районе шп. № 1, ПДУ резервной станции - на кожухе пульта управления автопилота, а антенна АШС- установлена под полом кабины пилотов в районе шп. № 4Н и 5Н.

При локализации и устранении причин характерных отказов и неисправностей радиостанции рекомендуются следующие подходы.

- Если отсутствует шум в наушниках гарнитуры при включении радиостанции, то наиболее вероятной причиной неисправности является нарушение цепи электропитания. Для локализации повреждения в цепи сначала необходимо убедиться в исправности АЗСГК-10, затем предохранителя ВП-ЗВ-1-10А, который установлен на амортизационной раме. Далее "прозванивается" вся цепь электропитания.

- Если в наушниках прослушивается сильный треск, возникающий при перемещении ручки регулятора громкости, то причиной являются

повреждение потенциометра регулятора громкости. Неисправность устраняется заменой пульта дистанционного управления.

- Если отсутствует шум радиоприемника, либо нет самопрослушивания в режиме "Передача", то причиной нарушения работоспособности радиостанции является отказ приемопередатчика. Для устранения причины необходимо заменить приемопередатчик.

- Если происходит уменьшение дальности приема радиостанции, то причиной неисправности может быть: - неисправность приемопередатчика, или - неисправность антенны АШС-1, или повреждение высокочастотного коаксиального кабеля или его обрыв от амортизационной рамы, а также замыкание антенны и кабеля на "массу", или снижение сопротивления изоляции антенно-фидерной системы;

Состояние антенны и коаксиального кабеля проверяется с помощью тестера. Сопротивление изоляции замеряется мегомметром и должно быть не менее 10 МОм.

### 3.1.4. Радиоприемник Р-852

Малогабаритный УКВ радиоприемник Р-852 предназначен для приема аварийных сигналов на борту вертолета и для использования в качестве приемного устройства УКВ радиокompаса АРК-У2.

Таблица 3.5. Технические данные р/пр Р-852

Общее количество жестко фиксированных волн	4
Нестабильность частоты радиоприемника	$\pm 15$ кГц
Чувствительность радиоприемника	не ниже 5мкВ
Дальность приема при работе с наземными радиостанциями при высоте полета 1000 м	не менее 100км
Время готовности приемника к работе после включения	не более 2мин
Напряжение питания	27В $\pm 10\%$
Потребляемая мощность	не более 10Вт



Рис. 3.7. Размещение радиоприемника «Р-852»

Радиоприемник выполнен в виде отдельного блока и установлен на амортизационной раме в кабине летчиков на специальном кронштейне, приклепанном к кожуху пульта управления автопилотом.

На вертолете радиоприемник Р-852 работает на самостоятельную антенну АШС-1. Антенна АШС-1 радиоприемника установлена на верхней части фюзеляжа, слева, между шпангоутами № 18 и 19.

На передней панели корпуса установлены арматура красного подсвета, ручка «РРГ» - ручка регулирования громкости, переключатель каналов.

Питание радиоприемника осуществляется от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-2 «АРК-У2», установленный на правой панели АЗС электропульты летчиков.

### 3.1.5. Аппаратура речевых сообщений РИ-65Б

Аппаратура речевых сообщений РИ-65Б предназначена для речевого оповещения экипажа вертолета через СПУ-7 и оператора наземного командного пункта (через бортовую командную радиостанцию) об аварийных ситуациях в полете.

В комплект бортовой аппаратуры речевых сообщений входят:  
 - блок РИ-65-10 (бортовой аппарат речевых сообщений);

- блок РИ-65-20 (пульт дистанционного управления).

Кроме того, в комплект РИ-65Б на вертолете входит распределительная коробка РК-РИ-65 с коммутационной аппаратурой (реле, полупроводниковыми диодами, клеммными колодками).

Таблица 3.6. Технические данные РИ-65Б

Число записываемых речевых сообщений	не более 16
Время одного цикла (двукратное воспроизведение)	10 - 12с
Динамический диапазон	не менее 35dB
Напряжение питания	27В ±10%
Потребляемая мощность	не более 35Вт



Рис. 3.8. Управления аппаратурой речевых сообщений РИ-65Б

Питание аппаратуры РИ-65Б осуществляется от аккумуляторной шины РК правого генератора через предохранитель СП-2. Включение питания РИ-65Б осуществляется выключателем «РИ-65: ВКЛ - ВЫКЛ», расположенным на левой боковой панели электропюльта, - при установке его в положение «ВКЛ» гаснет табло «ВКЛЮЧИ РИ-65». Аппаратура РИ-65 готова к работе непосредственно после включения питающего напряжения.

Сигнал от бортового датчика поступает в блок выбора сигналов по степени важности (блок РИ-65-12), с которого сигнал выдается на линейный коммутатор головок (блок РИ-65-13) для подключения нужного канала универсальной головки и в блок РИ-65-11 - для включения лентопротяжного механизма.

Звуконоситель при подаче сигнала начинает транспортироваться через рабочую щель магнитной головки.

Предварительно записанное речевое сообщение, воспроизводимое в виде сигналов звуковой частоты, после предварительного усиления в блоке РИ-65-13 и окончательного усиления до необходимого уровня в усилителе воспроизведения (блок РИ-65-14) подается на телефоны всех абонентских точек СПУ, а по каналам 1 - 4 - и на вход передатчика командной радиостанции, переводя ее в режим «ПЕРЕДАЧА».

После отработки сообщения с блока РИ-65-11 выдается сигнал в блок РИ-65-12, возвращающий блок речевых сообщений в ждущий режим.

Таблица 3.7. Речевые сообщения РИ-65Б

Номер канала	Речевая информация	Номер канала	Речевая информация
1	Борт № ... Пожар в отсеке левого двигателя	10	Отказали насосы расходного бака
2	Борт № ... Пожар в отсеке правого двигателя	11	Отказали насосы основных топливных баков
3	Борт № ... Пожар в отсеке главного редуктора	12	Отказал генератор переменного тока
4	Борт № ... Пожар в отсеке обогревателя	13	Обледенение
5	Велика температура газов левого двигателя	14	Отказал левый генератор постоянного тока
6	Велика температура газов правого двигателя	15	Отказал правый генератор постоянного тока
7	Отказала основная гидросистема	16	Блок РИ-65 исправен
9	Аварийный остаток топлива		

Под текстом «Борт № ...» понимается бортовой номер вертолета, устанавливаемый в эксплуатирующей организации.

Блок РИ-65-10 (аппарат речевых сообщений) предназначен для автоматической выдачи речевых сообщений на телефоны членов экипажа и на вход командной радиостанции при поступлении на вход сигналов от датчиков бортовых систем.

Блок РИ-65-10 состоит из следующих блоков:

- блок РИ-65-11 - лентопротяжный механизм с устройством автоматического управления;
- блок РИ-65-12 - блок выбора сигнала по степени важности (2 шт.);
- блок РИ-65-13 - линейный коммутатор магнитных головок, обеспечивающий подключение необходимой головки к усилителю воспроизведения;
- блок РИ-65-14 - усилитель воспроизведения.

Особенностью изделия является использование при записи и при воспроизведении лентопротяжного механизма и двух 8-ми дорожечных блоков универсальных магнитных головок.

Запись речевых сообщений на блоке РИ-65-10 осуществляется при помощи наземного записывающего устройства РИ-65-50. Использование в блоке РИ-65-10 магнитной ленты с записью речевых сообщений, произведенной в другом блоке РИ-65-10, не рекомендуется, так как при этом речевые сообщения могут прослушиваться с искажениями.

В блоке РИ-65-10 предусмотрена возможность отключения прослушиваемого сообщения с одновременной выдачей сигнала на переключение командной радиостанции из режима «ПЕРЕДАЧА» в режим «ПРИЕМ». Отключение производится кнопкой «ОТКЛ».

Блок РИ-65-10 работоспособен, если при нажатии кнопки «ПРОВЕРКА» выдается сообщение по 16-му каналу.

Блок РИ-65-10 установлен в радиоотсеке на левом борту, между шпангоутами № 20 и 21. Там же находится распределительная коробка РК-РИ-65.

Блок РИ-65-20 (пульт дистанционного управления) предназначен для оперативного управления блоком РИ-65-10.

На лицевой панели пульта размещены:

- кнопка «ОТКЛ» для отключения прослушивания сообщения с одновременным переключением радиостанции с передачи на прием;
- кнопка «ПОВТОР» для повторного прослушивания речевого сообщения;
- кнопка «ПРОВЕРКА» для проверки работоспособности бортового аппарата речевых сообщений по каналу №16;
- выключатель «УСИЛ - ВЫКЛ», не используемый на вертолете;
- малогабаритная арматура красного подсвета.

Блок РИ-65-20 установлен на левой боковой панели электропульта летчиков.



### 3.1.6. Переговорное устройство СПУ-7

Переговорное устройство СПУ-7 предназначено для внутривертолетной телефонной связи между членами экипажа, для выхода пилотов на внешнюю связь по радио через командную и связную радиостанции, для прослушивания сигналов по радиокompасам АРК-9 и АРК-У2 и выдачи в телефоны сигналов специального назначения от аппаратуры речевых сообщений РИ-65Б об аварийных ситуациях вертолета и сигнала от радиовысотомера РВ-3 (А-037) при снижении ниже установленной высоты.

В комплект переговорного устройства СПУ-7 входят:

- усилитель (1 шт.);
- абонентский аппарат (3 шт.).

На вертолете переговорное устройство работает с двумя дополнительными переговорными точками - для бортмеханика и для оператора, работающего с бортовой стрелой.

Питание переговорного устройства осуществляется от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-2 «СПУ-7».

Переговорное устройство на вертолёте обеспечивает:

1. Обособленную двустороннюю внутривертолетную телефонную связь между членами экипажа при установке переключателей «СПУ - РАДИО» на абонентских аппаратах в положение «СПУ», тумблера «СЕТЬ» - в положение «СЕТЬ I» и нажатии кнопок «РАДИО» на ручках управления, а также при включении выключателя «ЛАРИНГ» на дополнительных переговорных точках. При ведении внутренней связи летчик одновременно прослушивает (с пониженной громкостью) радиоприемник того радиосредства, на который установлен переключатель радиосвязи его абонентского аппарата.

2. Осуществление каждым членом экипажа внутренней циркулярной телефонной связи с другими абонентами от своей кнопки циркулярного вызова «ЦВ» при любом положении всех переключателей на абонентских аппаратах и переговорных точках. При этом одновременно каждым абонентом осуществляется преимущественное прослушивание сигнала того радиоприемника, на который установлен переключатель радиосвязей абонентского аппарата.

3. Наличие в телефонах летчиков сигналов соответствующих радиоприемников при всех положениях ручек переключателей радиосвязи при не нажатых курках кнопок «СПУ - РАДИО» на ручках управления и установке переключателей «СПУ - РАДИО» абонентских аппа-

ратов в положение «РАДИО» и одновременное прослушивание с пониженной громкостью передачи, идущей по сети внутренней связи.

4. Осуществление каждым летчиком пуска и модулирования передатчиков командной или связной радиостанции в положениях «УКР» и «СР» переключателей радиосвязи и при установке переключателей «СПУ - РАДИО» на абонентских аппаратах в положение «РАДИО» и нажатии курка кнопок «СПУ - РАДИО» на соответствующей ручке управления вертолетом до срабатывания второй ступени (положение «РАДИО»).

5. Плавное регулирование уровня речи (передаваемой по сети внутренней или внешней связи) регулятором громкости «ОБЩАЯ», плавное регулирование уровня прослушиваемых сигналов сети внешней связи при работе по сети внутренней связи и сигналов сети внутренней связи при работе по сети внешней связи - регулятором громкости «ПРОСЛ».

6. Возможность подачи непосредственно на телефоны абонентов речевого сообщения об аварийных ситуациях в полете от аппаратуры РИ-65Б вне зависимости от положения переключателей на абонентском аппарате.

7. Возможность подачи на телефоны всех членов экипажа независимо от положения переключателей на абонентских аппаратах звукового сигнала «Опасная высота» от радиовысотомера РВ-3 (или А-037).

Усилитель переговорного устройства СПУ-7 служит для усиления слабых сигналов, поступающих от ларингофона авиационной гарнитуры ЛГ-2 (или от микрофона авиационной гарнитуры ГСШ-А-18) и получения на выходе достаточной мощности для обслуживания абонентов. Конструктивно усилитель состоит из трех основных частей: кожуха, шасси и дна. Все детали, входящие в схему усилителя, смонтированы на шасси. На передней стенке кожуха установлены регулятор усиления усилителя, клемма металлизации и разъем, с помощью которого усилитель подсоединяется к схеме СПУ.

Усилитель СПУ-7 установлен в кабине экипажа за сиденьем правого пилота на шпангоуте № 5Н.

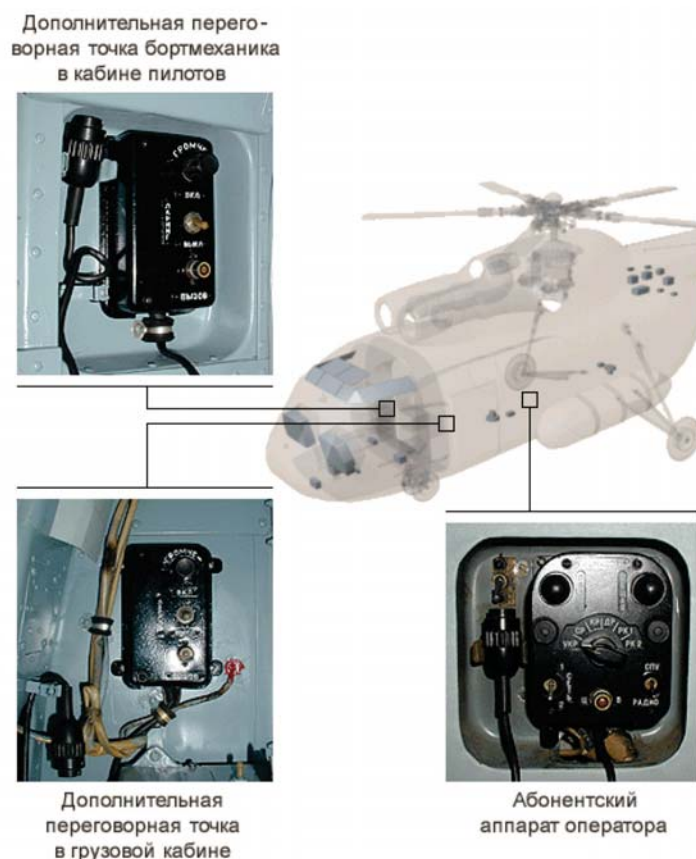


Рис. 3.9. Абонентский аппарат СПУ и дополнительные переговорные точки

Абонентский аппарат служит для подключения ларингофонов и телефонов шлемофона абонента или авиагарнитуры к различным средствам связи, а также для коммутации цепей питания пусковых реле радиопередатчиков.

На лицевой панели корпуса абонентского аппарата установлены следующие органы управления:

- тумблеры «СПУ - РАДИО», «СЕТЬ»;
- переключатель радиосвязи на шесть положений («УКР», «СР», «КР», «ДР», «РК1», «РК2»);
- кнопка циркулярного вызова «ЦВ»;
- регуляторы громкости «ОБЩАЯ» и «ПРОСЛ».

Абонентские аппараты пилотов установлены слева и справа от панелей АЗС электропульты на специальных кронштейнах. Абонентский аппарат оператора и выключатель «ЛАРИНГ» установлены в грузовой кабине, между шпангоутами №№ 5 и 6, слева по полету.

Дополнительная переговорная точка (ПТ) представляет собой прямоугольную коробку из листового алюминиевого сплава, на лицевой стороне которой расположены:

- регулятор громкости;

- тумблер включения ларингофонов;
- кнопка циркулярного вызова.

Дополнительная переговорная точка позволяет бортмеханику и оператору, работающему с лебедкой вести переговоры с пилотами. Выход на внешнюю радио связь с дополнительных переговорных точек не предусмотрен.

Дополнительные переговорные точки бортмеханика в проеме кабины экипажа и оператора в грузовой кабине и аналогичны по конструкции и по назначению абонентский аппаратов.

Кнопка «Вызов» дополнительной переговорной точки бортмеханика запараллелена с дополнительной кнопкой «СПУ». Дополнительная кнопка «СПУ» для переговорной точки бортмеханика установлена в кабине пилотов, на правой этажерке. Рядом с кнопкой «СПУ» установлен переключатель «ПРОСЛУШ АРК-9 - АРК-У2», обеспечивающий возможность прослушивания сигналов одного из радиоконпасов с рабочего места бортмеханика.

Дополнительная переговорная точка бортмеханика установлена в проеме двери кабины экипажа в специальной нише справа.

Дополнительная переговорная точка оператора установлена в грузовой кабине, на шпангоуте №1, на левом борту, рядом с входной дверью.

*ПРИМЕЧАНИЕ. На вертолетах пассажирского варианта дополнительная переговорная точка в пассажирской кабине не устанавливается.*

Наибольшее количество неисправностей СПУ-7 связано с выходом из строя авиагарнитур. Для проверки состояния авиагарнитур ГСШ-А-18 достаточно переставить её на другое рабочее место.

Другие неисправности локализуются и устраняются следующим образом.

- Если обнаруживается нечёткое срабатывание кнопки 2КПП на ручке циклического шага, которое заключается в том, что нажатие кнопки в положение "СПУ" или "Радио" и переход с режима "Радио" на режим "СПУ" не соответствуют щелчку фиксирующего механизма ручки управления РУ-2, то причиной неисправности является разрегулировка фиксатора. Для устранения неисправности необходимо отрегулировать положение нажимного штока, предварительно ослабив его контрящий винт. Одновременно с этим следует смазать пружину фиксатора и его тоннель.

- Если в момент нажатия на кнопку "СПУ" одной из ручек циклического шага появляется сильный треск в наушниках и это повторяется при каждом нажатии, а в процессе ведения связи треск прекращается, то причиной неисправности является наличие большого переходного сопротивления между контактами "5" и "6" ТКЕ-52ПОДГ. Реле расположено на РК СПУ в РЩ левого генератора. Для локализации неисправности достаточно зашунтировать эти контакты, имитируя срабатывание реле. Отсутствие треска в наушниках в момент замыкания контактов свидетельствует о том, что причина неисправности установлена правильно.

### **3.1.7. Громкоговорящее устройство СГУ-15**

Громкоговорящее устройство СГУ-15 устанавливается на вертолетах пассажирского варианта и предназначено для оповещения пассажиров вертолета левым пилотом или бортпроводником и осуществления командиром воздушного судна передачи и приема внутренней и внешней радиосвязи, ведущейся через СПУ.

В комплект СГУ-15 входят:- щиток пилота;- микрофон ДЭМШ-1А с микрофонными усилителями 2 шт: -усилитель У-2; -усилитель У-15;- 4 согласующих трансформатора.

На вертолете СГУ-15 работает совместно с громкоговорителем 2ГД-19 (3ГД-38), установленным в кабине экипажа а над проемом двери и четырьмя громкоговорителями 1ГД-18 (1ГД-36-100), установленными в пассажирском салоне по левому борту между шпангоутами № 6 и 7, 11 и 12, и по правому борту, между шпангоутами № 4 и 5, 9 и 10. Согласующие трансформаторы расположены рядом с громкоговорителями. На вертолетах выпуска с 1990г. устанавливаются усовершенствованные громкоговорители модели 3ГДШ-2-4.

Щиток левого пилота установлен на левой панели верхнего электропульты. Микрофонная трубка левого пилота установлена в кабине экипажа, на левом борту. Щиток связи и микротелефонная трубка бортпроводника установлены в пассажирской кабине на шпангоуте № 1, слева по полету.

Усилитель У-2 установлен в кабине экипажа, справа по полету, на шпангоуте № 5Н. Усилитель У-15 установлен в радиоотсеке, справа по полету, между шпангоутами №№ 17 и 18.

Питание громкоговорящего устройства СГУ-15 осуществляется от аккумуляторной шины сети постоянного тока через автомат защиты сети АЗСГК-2 «СГУ-15».



Рис. 3.10. Размещение и питание громкоговорящего устройства СГУ-15

Громкоговорящее устройство СГУ-15 обеспечивает:  
*для левого пилота:*

- возможность прослушивания сигналов с выходов командной и связной радиостанций, радиокompаса АРК-9 и переговорного устройства СПУ-7 через усилитель У-2 на электродинамическом громкоговорителе, установленном в кабине экипажа;

- возможность ведения радиосвязи используя микрофон ДЭМШ-1А с микрофонным усилителем или ларингофон шлемофона по командной и связной радиостанциям и СПУ-7 с прослушиванием своей речи через усилитель У-2 по электродинамическому громкоговорителю и телефоны шлемофона;

- возможность громкой передачи сообщений пассажирам в салон с помощью микрофона ДЭМШ-1А с микрофонного усилителя с отключением бортпроводника от вещания пассажирам, при одновременном прослушивании с пониженной громкостью своей передачи и сигналов

командной и связной радиостанций, радиокompаса АРК-9 по СПУ через усилитель У-2 на электродинамическом громкоговорителе кабины экипажа;

*для бортпроводника:*

- возможность громкой передачи информации пассажирам в салон с использованием микрофона ДЭМШ-1А и микрофонного усилителя У-15 на электродинамические громкоговорители пассажирского салона.

### 3.1.8. Магнитофон МС-61

Магнитофон МС-61 предназначен для магнитной записи информации и команд, поступающих по линиям радиосвязи и внутренней бортовой телефонной связи вертолета, с целью сохранения объективных данных о совместной работе экипажа и руководства полетами с земли, необходимых для

Расшифровки речевой полетной информации и разрешения спорных вопросов при разборе полетов.

Таблица 3.8. Технические данные МС-61

Длительность непрерывной записи	5,5ч
Звуконоситель	Магнитная проволка типа ЭИ-708А
Динамический диапазон	34 dB
Выключение магнитофона в режиме «Автопуск» после снятия речевого сигнала	через 5 - 25с
Напряжение питания	27В ±10%
Потребляемая мощность	20Вт

В магнитофоне использован принцип магнитной записи звука с высокочастотным подмагничиванием. Стирание предыдущей записи осуществляется автоматически магнитным полем высокой частоты (около 30 кГц), создаваемым в рабочем зазоре стирающей головки.

В комплект магнитофона входят:- аппарат записи (блок 1Ф01);- пульт управления. Аппарат записи установлен в хвостовой балке справа по полету впереди шпангоута № 2. Пульт управления установлен в кабине экипажа слева, у шпангоута № 4Н.

Электропитание магнитофона МС-61 осуществляется от аккумуляторной шины через предохранитель СП-2, расположенный за левым электропультом.

Включение магнитофона производится установкой переключателя «ВКЛ - ВЫКЛ» на пульте управления в положение «ВКЛ» или автоматически при отрыве шасси от земли, после срабатывания концевых микровыключателей, установленных на стойках шасси. При этом загораются сигнальные лампочки «ЗАПИСЬ» и «ПОДСВЕТ». При необходимости воспроизведение записи осуществляется на наземном магнитофоне МН-61.

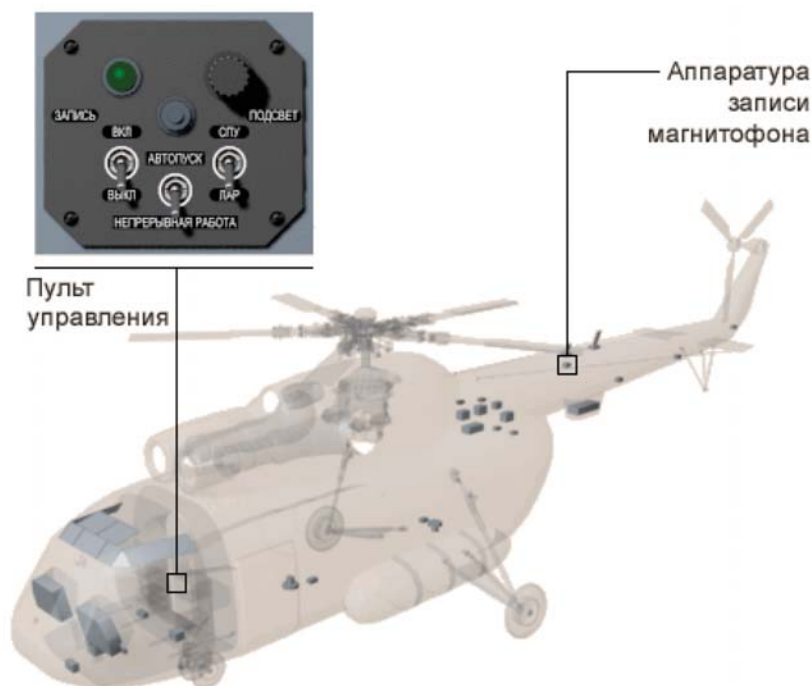


Рис. 3.11. Размещение магнитофона МС-61

Аппарат записи магнитофона МС-61 конструктивно выполнен в виде отдельного блока, в котором смонтирован протяжный механизм с кассетами, элементы автоматики и блок магнитных головок (1Ф02), печатная плата усилителя записи (1Ф03), печатная плата схемы автопуска (1Ф04), корпус с разъемами, «земляной» клеммой и потенциометром регулировки уровня срабатывания автопуска. Верхняя быстросъемная крышка плотно закрывает кассеты и блок головок. В крышке аппарата записи имеется смотровое окно для визуального определения количества звуконосителя на ведомой кассете и наблюдения за работой лентопротяжного механизма. Под крышкой на механическом узле расположены кассеты, блок головок с контактом обрыва, тумблер «ВКЛ-ВЫКЛ» и гайки для регулировки тормозной и подтормаживающей систем.



### 3.1.8. Магнитофон П-503Б

Магнитофон П-503Б предназначен для записи сигналов речи и сигналов информации времени. Воспроизведение записи осуществляется с помощью наземного магнитофона П-504.

Сигналы речи поступают на запись с выходов аппаратуры внутренней связи или радиоприемников (вход АВС) либо, для автономной записи, с ларингофонов (вход ЛАР) или авиационных гарнитур ГСШ-А-18). Сигналы информации времени поступают на запись в виде тональных импульсов от специального устройства кода времени. Запись сигналов речи и сигналов информации времени производится на проволочный носитель записи - магнитную проволоку диаметром 0,05мм типа 5.4. Носитель записи должен быть смазан смазкой, состоящей из синтетического масла ВНИИ НП-50-1-4Ф и дисульфида молибдена в соотношении 10:1. Стирание предыдущей записи производится автоматически при работе магнитофона в режиме записи.

Магнитофон состоит из устройства записи (УЗ) и пульта управления (ПУ). В состав УЗ входят усилитель с генератором и проволокопротяжный механизм (ППМ). Размещение магнитофона аналогично размещению МС-61. Магнитофон П-503Б может быть установлен на месте МС-61 (различна только маркировка разъемов внешних соединений).

Таблица 3.9. Технические данные и магнитофона П-503

Длительность непрерывной записи	не менее 9ч
Звуконоситель	типа 5.4
Величина сигнала прослушивания	не менее 25В
Величина сигнала вызова	не менее 15В
Напряжение срабатывания автопуска: - со входа ЛАР - со входа АВС	225 ± 75мВ 6,5 ± 1,5мВ
Величина тока записи - со входа ЛАР - со входа АВС	1,55...1,95мА 1,3...2,2мА
Время между снятием сигнала и остановкой ППМ	через 6 - 16с
Напряжение питания	27В ±10%
Потребляемая мощность	не более 20Вт

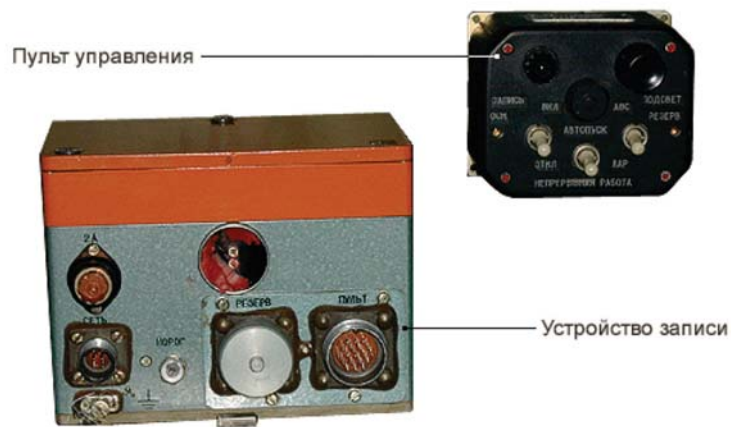


Рис. 3.12. Пульт управления магнитофона П-503 и сам магнитофон П-503

## 3.2. Радионавигационное оборудование

### 3.2.1. Автоматические радиоконпаса(АРК)

По назначению и диапазону частот АРК делятся на две группы — навигационные (средневолновые) и аварийные (поисковые), работающие в УКВ диапазоне (метровые волны) (на аварийной частоте 121,5 МГц).

Средневолновый АРК предназначен для обеспечения полётов по приводным радиостанциям ((ПРС) и широкоэвещательным радиостанциям(ШРС), путём непрерывного измерения курсовых углов (КУР) радиостанций. Диапазоны рабочих частот АРК от 150 кГц до 1299,5 кГц или до 1749,5 кГц, или до 1799,5 кГц. может отличаться в зависимости от варианта радиоконпаса. Аварийный автоматический радиоконпаса АРК-УД применяется для вывода вертолета на аварийную УКВ радиостанцию или аварийный радиомаяк при проведении поисково-спасательных работах. Диапазон частот поискового АРК находится в пределах 100—150 МГц УКВ диапазона волн.

### 3.2.2. Автоматический средневолновый радиоконпас АРК-9

Автоматический средневолновый радиоконпас АРК-9 обеспечивает получение непрерывного отсчета курсового угла радиостанции (угла между продольной осью вертолета и направлением на радиостанцию) и применяется для вертолетождения по приводным радиомаякам и широкоэвещательным радиостанциям.

Радиоконпас позволяет решать следующие навигационные задачи:

- совершать полет на радиомаяк или радиостанцию и от маяка или радиостанции с визуальной индикацией курса;
- автоматически определять пеленг на радиостанцию по указателю курса;
- совершать заходы на посадку по приборам системы ОСП;
- работать радиокompасом как средневолновым радиоприемником.

Таблица 3.10. Технические данные АРК-9

<p>Диапазон частот:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- поддиапазон I</li> <li>- поддиапазон II</li> <li>- поддиапазон III</li> <li>- поддиапазон IV</li> </ul>	<p>от 150 до 300кГц</p> <p>150...300кГц</p> <p>300...600кГц</p> <p>600...900кГц</p> <p>900...1300кГц</p>
<p>Чувствительность приемника радиокompаса в режиме «Антенна» при уровне шумов на выходе не более 10 В при установке переключателя «ТЛФ -ТЛГ»:</p> <p>а) в положение «ТЛФ»:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- на поддиапазоне I</li> <li>- на остальных поддиапазонах при соотношении сигнал-шум 1,5:</li> </ul> <p>б) в положение «ТЛГ»:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- на поддиапазоне I</li> <li>- на остальных поддиапазонах</li> </ul>	<p>12мкВ</p> <p>порядка 10мкВ</p> <p>6мкВ</p> <p>5мкВ</p>
<p>Предельная чувствительность радиокompаса по приводу при приеме модулированных и немодулированных сигналов при величине отклонения пеленга не более чем на <math>\pm 10^\circ</math> и колебаниях стрелки указателя пеленга не более чем <math>\pm 3^\circ</math></p>	<p>не хуже 50мкВ/</p>
<p>Предельная чувствительность радиокompаса по пеленгу приема модулированных или немодулированных сигналов при величине отклонения пеленга не более чем на <math>\pm 3^\circ</math> и колебаниях стрелки указателя пеленга не более чем <math>\pm 2^\circ</math></p>	<p>не хуже 180мкВ/м</p>
<p>Скорость автоматического вращения рамки на любой частоте равна:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- при напряженности поля сигнала 1000 мкВ/м</li> <li>- при напряженности поля, соответствующей предельной чувствительности</li> </ul>	<p>30 - 60град/с</p> <p>15град/с</p>
<p>Погрешность пеленга при напряженности поля сигнала 1000 мкВ/м</p>	<p>не хуже <math>\pm 3^\circ</math></p>
<p>Ток потребления в цепи постоянного 27В</p>	<p>не более 2А</p>
<p>Ток потребления в цепи переменного тока 115В 400Гц</p>	<p>не более 1А</p>

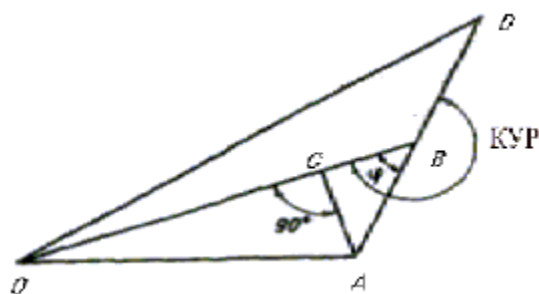


Рис. 3.13. К определению курсового угла радиостанции

Радиокомпас АРК-9 может использоваться в следующих режимах работы: «Компас», «Рамка», «Антенна», переключаемых с помощью пульта управления. режим-«КОМПАС» - основной режим автоматического пеленгования радиостанций

режим- «АНТЕННА» - режим приема сигналов на ненаправленную антенну,

режим- «РАМКА» - режим приема сигналов на направленную антенну.

В этих режимах радиокомпас позволяет прослушивать сигналы радиостанций, работающих как модулированными, так и немодулированными колебаниями. Прослушивание сигналов приводных радиостанций обеспечивается через телефоны авиагарнитур летчиков при установке переключателя абонентского аппарата СПУ-7 в положение «РК-1».

ПРИМЕЧАНИЕ.С рабочего места бортмеханика можно прослушивать сигналы, принимаемые радиокомпасом АРК-9 или радиокомпасом АРК-У2 в зависимости от положения переключателя ППНГ-15К с трафаретом «ПРОСЛУШ: АРК-9 - АРК-У2», установленного в кабине экипажа на правой этажерке рядом с кнопкой «СПУ».



Рисунок 3.14. Внешний вид одно пультного варианта комплекта радиокомпаса АРК-9 без указателей курса и соединительных кабелей:

1-Блок направленной антенны, 2 – приемник, 3 - пульт управления, 4- блок питания, 5 - дистанционный переключатель волн ДПВ, 6 - ненастроенный антенный блок.

В комплект радиокompаса АРК-9 входят следующие блоки: приемник на раме, установленный в кабине экипажа на правой этажерке, показан на рис. 3.15;

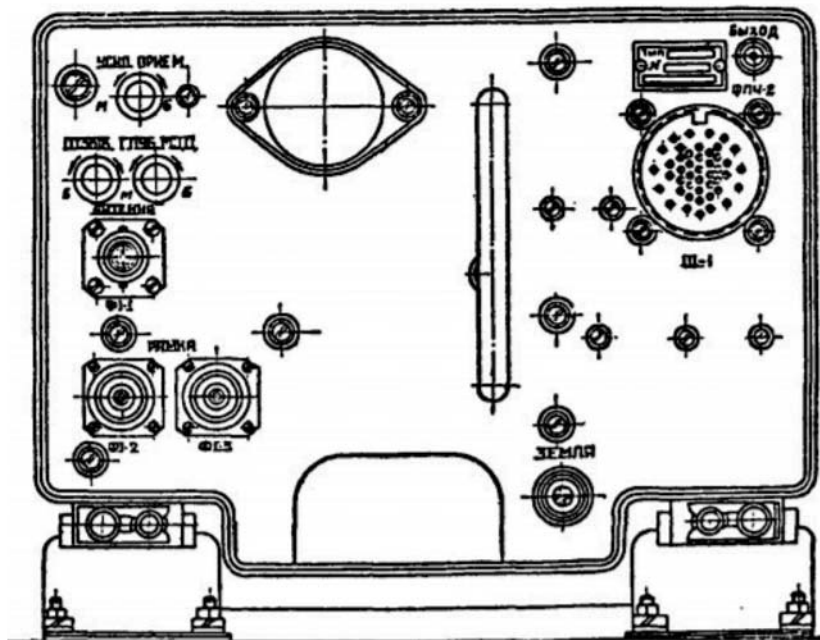


Рисунок 3.15. Приемник АРК-9 на раме

, дистанционный переключатель волн (ДПВ) с помощью которого можно переходить с частоты дальней приводной радиостанции (основной канал) на частоту ближней приводной радиостанции (резервный канал). Переключатель ДПВ установлен в кабине экипажа на правой панели электропульты, показан на рис.3.16.

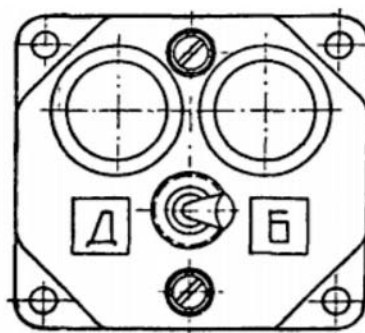


Рисунок 3.16. Дистанционный переключатель волн (ДПВ)

Указателями курсового угла радиостанции компаса АРК-9 служат совмещенные указатели УГР-4УК из комплекта курсовой системы ГМК-1, размещенные на приборных досках пилотов кабины экипажа, представленные на рисунке 3.17 и 3.18.



Рис.3.17. Указатель УГР-4УК



УГР-4УК

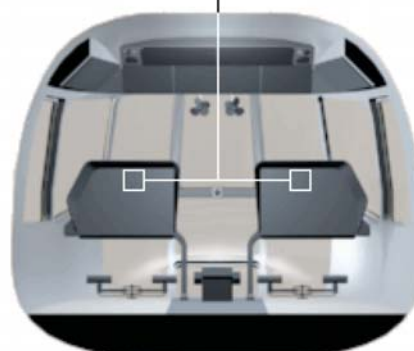


Рис.3.18. Размещение указателей УГР-4УК

- Блок направленной антенны (рамочная антенна)

- Блок направленной антенны (рамочная антенна) установлен в нижней части фюзеляжа под радиопрозрачным обтекателем рамочной антенны, под полом кабины между шпангоутами № 5 и № 6 в специальной чаше и жестко закреплен на чаше винтами, представлен на рисунке 3.6.



Рис.3.19. Блок направленной антенны

В обшивке фюзеляжа под рамкой антенны сделан вырез, закрытый обтекателем из радиопрозрачного материала с клеенной ненаправленной антенной (НА).

щелевая ненаправленная антенна (НА) выполнена из медной фольги и клеена внутри радиопрозрачного обтекателя, закрывающего блок направленной, рамочной антенны.

Канал ненаправленной антенны включает в себя блок антенного усилителя, служащего для усиления сигналов радиостанций, принятых

ненаправленной антенной, который в дальнейшем будем называть опорным сигналом.

Антенный усилитель рамочной антенны установлен рядом с рамочной антенной.

Для осмотра рамки в полу грузовой кабины сделан лючок, закрытый крышкой. Корпус рамки допускает поворот ее в горизонтальной плоскости на угол  $\pm 5^\circ$  для компенсации установочной ошибки рамочной антенны.

- блок питания радиокompаса АРК-9 (БП). установлен в кабине экипажа на правой этажерке;

Питание радиокompаса АРК-9 постоянным током 27В осуществляется от аккумуляторной шины сети постоянного тока через автомат защиты АЗСГК-2 «АРК-9» Питание радиокompаса АРК-9 переменным током  $\sim 115В$  производится от шины переменного тока в РК « $\sim 115В$ » правого пилота через стеклянный - плавкий предохранитель СП-1. Пульт управления автоматическим радиокompасом АРК-9 установлен на средней панели электропульты пилотов кабины экипажа, представлен на рис. 4.8.и предназначен для дистанционного управления приемником радиокompаса,

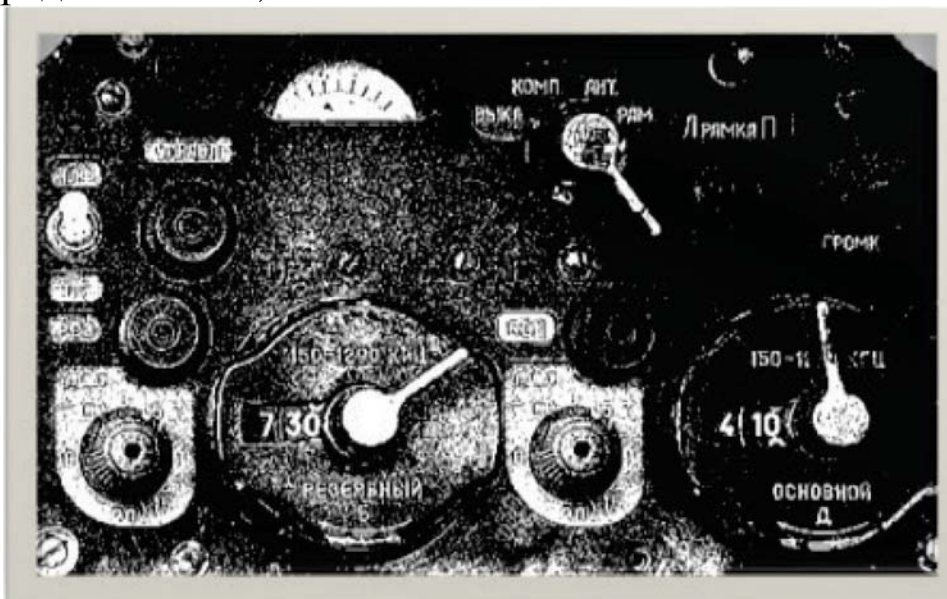


Рисунок. 3.20. Пульт управления автоматическим радиокompасом АРК-9

На пульте управления радиокompасом АРК-9 имеются следующие органы управления: - индикатор настройки; - переключатель ТЛФ-ТЛГ — выбора режима, соответствующего характеру работы приводной радиостанции; - переключатель рода работы радиокompаса с положениями: ВЫКЛ., КОМП., АНТ., РАМ. — для включения и выбора режима работы радиокompаса АРК-9; - регулятор громкости;

- переключатель - два наборных устройства — для набора рабочих частот радиостанций. Набор частот производится с помощью двух ручек основного и резервного каналов; сдвоенные переключатели установки частот (грубая настройка); основной и резервный потенциометры подстройки частоты (плавная настройка);

Переключение наборных устройств осуществляется с помощью ручки ДПВ;

- Переключатель ручного управления рамочной антенной (Л рамкаП); - кнопка переключения пультов управления (только в двух пультовом варианте АРК-9)

В радиокompасе АРК—9 применено электродистанционное управление, что позволяет размещать все блоки радиокompаса в наиболее удобных для монтажа местах, оставляя в кабине пилотов только пульт управления, снабженный ручками управления, переключатель волн и указатель курса.

Система дистанционной настройки предусматривает дистанционное включение любого из 4-х поддиапазонов радиокompаса и плавную настройку на любую частоту внутри каждого поддиапазона. Переключение поддиапазонов производится барабанным переключателем блока приемника радиокompаса, настройка на частоту принимаемой станции в пределах данного поддиапазона - путем дистанционной установки ротора конденсатора переменной емкости в соответствующее угловое положение, т. е. путем изменения емкости блока конденсаторов, отдельные секции которого входят в рамочные контура, контура сложения 1-го и 2-го УВЧ и гетеродина.

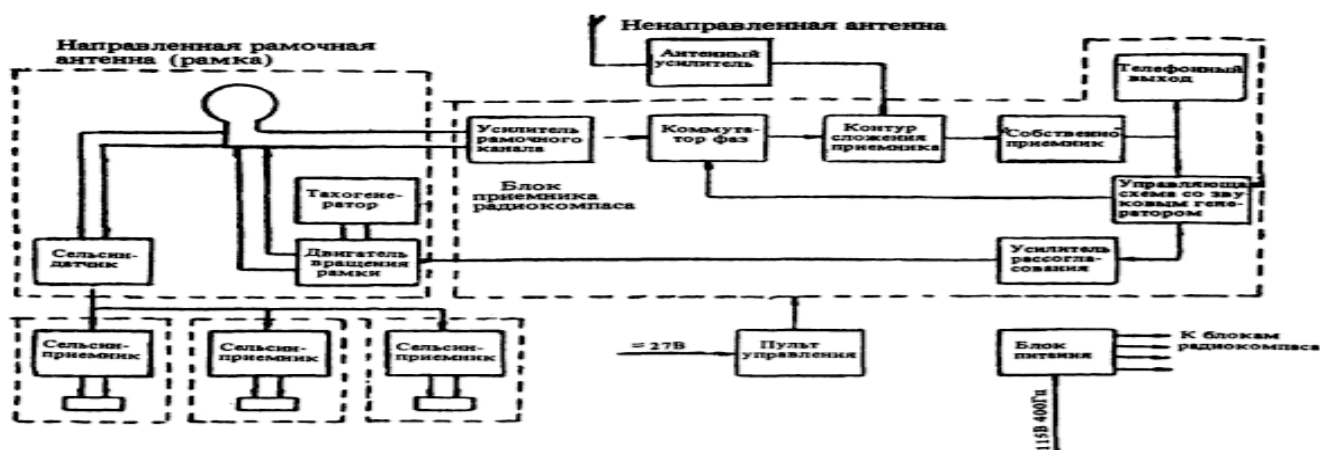
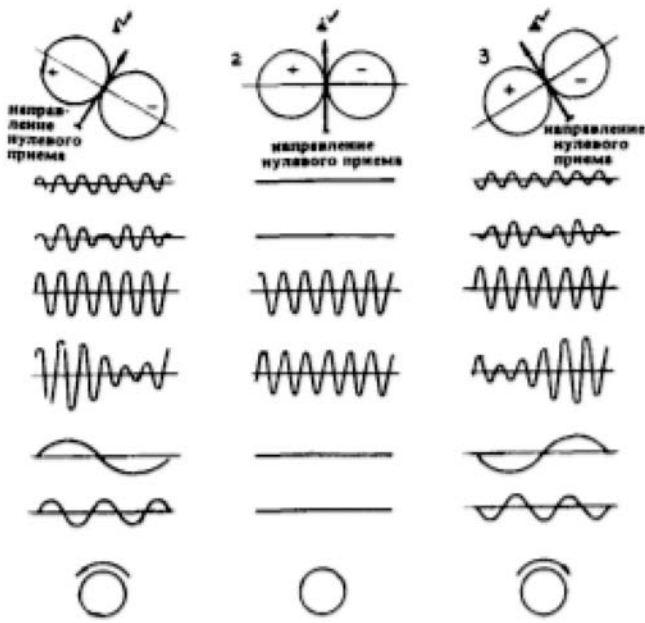


Рисунок 3.21. Функциональная схема АРК-9





а) Ориентация диаграммы направленности рамки относительно направления на радиостанцию.

б) Напряжение на зажимах рамки.

в) Напряжение рамки после коммутатора фаз.

г) Напряжение на зажимах ненаправленной антенны.

д) Суммарное напряжение рамки и ненаправленной антенны в контуре сложения.

е) Напряжение на входе управляющей схемы.

ж) Напряжение на управляющей обмотке мотора вращения рамки.

з) Направление поворота мотора вращения рамки.

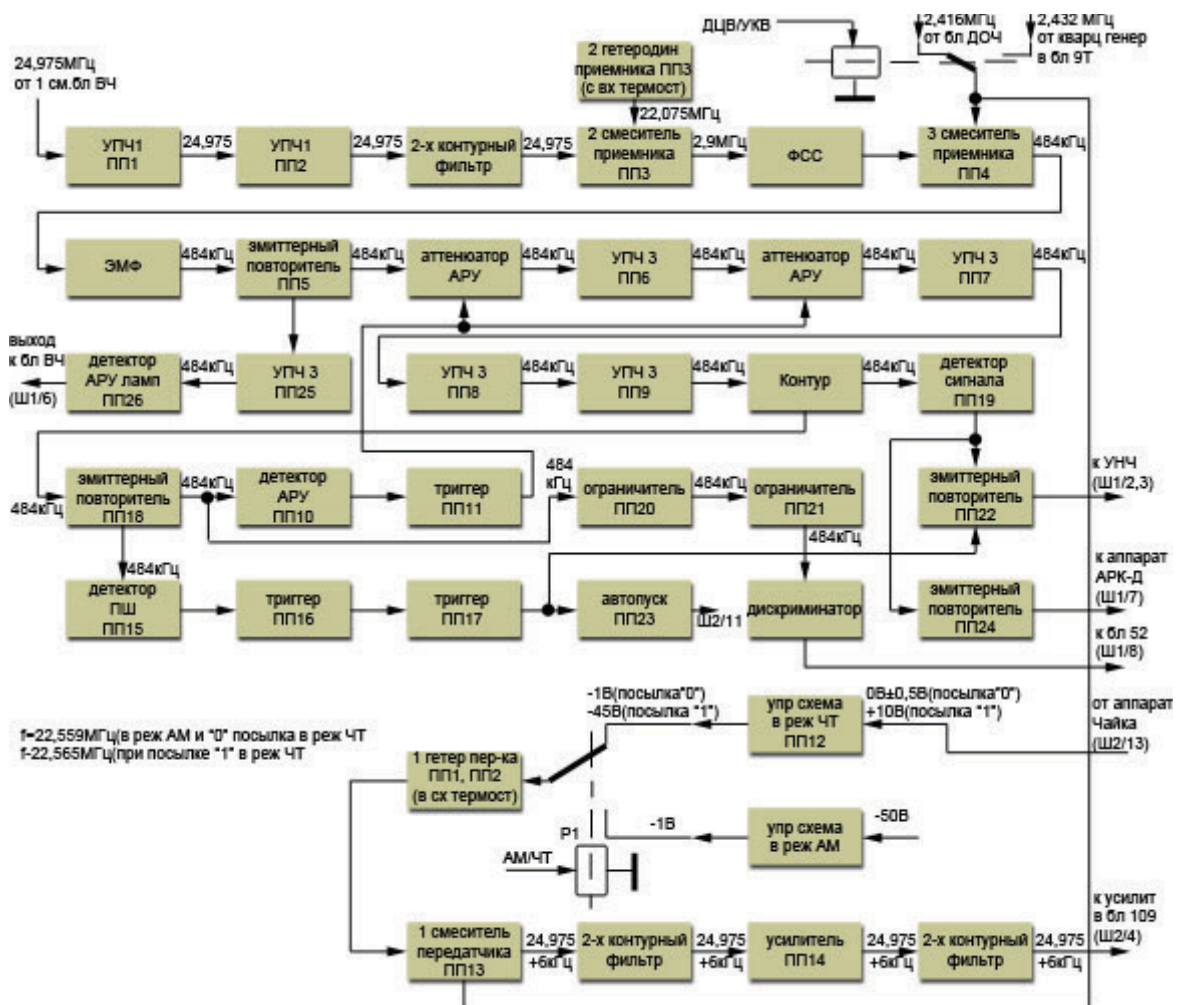


Рисунок 3.22. Структурная схема АРК-9

1-й режим – "Компас" – основной режим работы автоматического радиокompаса АРК-9. В этом режиме стрелка КУР АРК автоматически устанавливается на направление приводной радиостанции. Прием радиосигналов ведется одновременно на открытую и рамочную антенну.

В режиме «Компас» схема радиокompаса включает в себя следующие основные элементы:

- а) направленную (рамочную) антенну;
- б) усилитель рамочного канала;
- в) коммутатор фазы (балансный модулятор);
- г) ненаправленную антенну;
- д) антенный усилитель ненаправленной антенны;
- е) контур сложения сигналов;
- ж) "собственно" приемник радиокompаса;
- з) управляющий усилитель со звуковым генератором;
- и) электродвигатель вращения рамки и тахогенератор;
- к) систему дистанционной передачи угла поворота рамки (сельсин-датчик, сельсин-приемник и индикаторы курса).

Режим автоматического однозначного пеленгования «Компас» является основным рабочим режимом радиокompаса. В этом режиме используется сигнал, принятой рамочной, направленной антенной и сигнал, принятый ленточной, ненаправленной антенной.

Автоматический радиокompас АРК-9 при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции автоматически устанавливает стрелку индикатора курса в положение, соответствующее курсовому углу на эту радиостанцию. При этом сигналы радиостанции прослушиваются с помощью телефонов авиагарнитур, включенных на выходе радиокompаса, через СПУ-7 в положении «РК1» переключателя радиосвязи абонентского аппарата. Пеленгование радиостанции с помощью радиокompаса основано на использовании направленной характеристики приемной антенны - рамки.

Когда радиостанция расположена в направлении пеленга напряжение сигнала на зажимах рамки равно нулю. Для случаев отклонения рамки вправо и влево от этого направления ЭДС на зажимах рамки противоположна по фазе сигналу с ненаправленной антенны.

С зажимов рамки напряжение сигнала поступает на усилитель рамочного канала, сигнал усиливается и попадает на балансный модулятор, иначе называемый коммутатором фазы. Коммутатор фазы, управляется звуковым генератором, осуществляет изменение фазы

этого сигнала меняется на  $180^\circ$  в такт с частотой местного звукового генератора через каждые полпериода его частоты. Напряжение на выходе коммутатора фазы, периодическое изменение фазы сигнала высокой частоты и противоположность фаз сигналов, соответствующих правому и левому отклонению рамки от положения пеленга. После коммутатора фазы напряжение рамочного канала поступает в антенный контур (контур сложения). Туда же, в контур сложения, через антенный усилитель поступает напряжение от ненаправленной антенны.

ЭДС, наводимая электромагнитным полем в ненаправленной антенне, ни по величине, ни по фазе не зависит от направления прихода волны. диаграмма направленности ненаправленной антенны в горизонтальной плоскости представляет собой окружность. Напряжение на входе контура сложения от ненаправленной антенны складывается с напряжением сигнала от рамочного входа в коммутаторе фазы, которое периодически изменяется по фазе на  $180^\circ$ , т.о. оно то складывается с напряжением сигнала ненаправленной антенны, то вычитается из него. В результате на выходе коммутатора фазы создается результирующее амплитудно-модулированное напряжение принятого сигнала одновременно с амплитудной модуляцией сигнала частотой местного звукового генератора. Сигнал от радиостанции может иметь собственную модуляцию (речь, музыка, команды и т.д.). Огибающая модуляции сигнала радиостанции имеет частоту, отличную от частоты местного звукового генератора, и потому задерживается каскадами компасного выхода и не попадает на управляющую схему вращения рамки. В наших положениях принципа пеленгования эта модуляция сигнала не мешает работе АРК-9. Огибающая собственной модуляции сигнала после детектора усиливается в каскадах телефонного выхода и прослушивается в телефонах на выходе приемника радиокompаса. Изменение амплитуды результирующего напряжения сигнала происходит с частотой местного звукового генератора.

Глубина модуляции результирующего сигнала пропорциональна углу отклонения рамки от направления, на радиостанцию; фазы огибающей противоположны для случаев правого и левого отклонения от направления пеленга. Рассмотрим причину появления противоположности фаз огибающей для случаев отклонения рамки в разные стороны от направления на радиостанцию.

Допустим, что при отклонении рамки вправо от направления на радиостанцию фаза сигнала от рамочного входа в контуре сложения приемника получается такова, что в первый полупериод частоты ком-

мутации рамочный сигнал складывается с сигналом ненаправленной антенны. Следовательно, фаза огибающей результирующего колебания в этот полупериод частоты коммутации положительна.

При отклонении влево от направления на радиостанцию фаза сигнала от рамочного входа в контуре сложения приемника изменится на  $180^\circ$ . Следовательно, во второй полупериод частоты коммутации напряжение сигнала рамочного входа будет вычитаться на напряжения сигнала ненаправленной антенны. Амплитуда результирующего напряжения будет меньше амплитуды антенного сигнала, другими словами, фаза огибающей во второй полупериод частоты коммутации будет отрицательна. При установке рамки в направление пеленга на радиостанцию напряжение сигнала от рамочного входа становится равным нулю и на входе приемника остается только напряжение сигнала от ненаправленной антенны. Результирующее амплитудно-модулированное напряжение сигнала из контура сложения попадает далее в тракт обычного супергетеродинного приемника. В приемнике это напряжение сигнала усиливается, преобразуется по высокой частоте, детектируется и с нагрузки детектора подается на каскады усилителя компасного канала. Эти каскады выделяют и усиливают только напряжение частоты звукового генератора. Поэтому собственная модуляция сигналов радиостанций (речь, музыка и т.д.) не сказывается на работе АРК. Напряжение подается далее на вход компасного канала. Усиленное напряжение подается далее на каскады управляющей схемы. Под воздействием этого напряжения в управляющей схеме вырабатывается напряжение частоты 400 Гц, которое подается на управляющую обмотку асинхронного двигателя, вращающего рамочную антенну. Фаза переменного напряжения 400 Гц определяется фазой напряжения сигнала, снимаемого с нагрузки детектора. Двигатель через редуктор связан с рамочной антенной радиокompаса, и, вращаясь от приложенного управляющего напряжения, поворачивает рамку.

В положении пеленга на радиостанцию, когда на рамочном входе радиокompаса напряжение сигнала становится равным нулю, амплитудная модуляция напряжения на входе приемника исчезает, на управляющую схему напряжение сигнала перестает поступать и двигатель останавливается.

При отклонении рамки влево или вправо от направления пеленга на рамочном входе радиокompаса появляется напряжение сигнала. Фаза напряжения сигнала при отклонении рамки влево сдвинута на  $180^\circ$  относительно фазы напряжения при отклонении рамки вправо.

Переменное напряжение 400 Гц, подаваемое на управляющую обмотку двигателя с компасного канала, в зависимости от отклонения рамки (влево, вправо) также имеет противоположные фазы. В этом случае двигатель поворачивает рамку влево или вправо в положение пеленга на радиостанцию.

Таким образом, при любом отклонении рамки от положения пеленга на радиостанцию в радиокompасе автоматически вырабатывается управляющее напряжение, приводящее во вращение двигатель, который снова устанавливает рамку в положение пеленга на принимаемую радиостанцию. В этом и заключается принцип действия автоматического радиокompаса. Одновременно с поворотом рамки с помощью сельсинной передачи осуществляется поворот стрелки индикатора (указателя курса), который показывает угол между продольной осью вертолета и направлением на радиостанцию, т.е. КУР (курсовой угол радиостанции).

### Режим работы АНТЕННА

2-й режим – (Антенна) – прием радиоволн ведется только на открытую антенну. Служит для прослушивания позывных приводной р/ст. и прослушивания команд руководителя полетов (РП) при отказе бортовых средств связи.

В режиме работы АНТЕННА отключаются рамочный вход радиокompаса, компасный выход и управляющая схема, и радиокompас работает на ненаправленную антенну как обычный связной приемник средневолнового диапазона с выходом на телефоны. цепь питания двигателя вращения барабана разрывается.

Этот режим может быть использован для прослушивания позывных радиостанций, для приема команд и т.п.

### Режим работы РАМКА

3-й режим – «Рамка» - служит для определения работоспособности радиокompаса и для определения направления на р/ст. методом слуховой пеленгации. Прием ведется на рамочную антенну с двумя минимумами и двумя максимумами слышимости.

режиме «Рамка» вход ненаправленной антенны отключается, отключаются также звуковой генератор, усилители компасного выхода и управляющая схема радиокompаса.

Одно плечо коммутатора фаз работает как обычный усилитель рамочного сигнала. Весь радиокompас при этом преобразуется в приемник с

рамочной антенной на входе. Пеленг определяется на слух при вращении рамки по пропаданию сигнала на выходе.

В режиме РАМКА коммутатор фазы радиокompаса работает только как усилитель высокой частоты. Звуковой генератор, антенный усилитель и управляющая схема отключаются, а приемник радиокompаса используется для усиления сигнала, поступающего от рамочного канала. Пеленгование в этом случае может производиться по пропаданию сигнала пеленгуемой радиостанции в телефонах при вращении рамки. Вращение рамки в этом режиме осуществляется с помощью того же двигателя, но напряжение на его управляющую обмотку подается не от управляющей схемы, а непосредственно от блока питания через переключатель ручного вращения Л РАМКА П, расположенный на пульте управления и предназначенный для левого и правого вращения рамки.

Режим РАМКА целесообразно использовать при наличии интенсивных электростатических помех. (В этом режиме используется направленное свойство рамочной антенны, благодаря которому уменьшается влияние помех).

#### Система дистанционной установки частоты радиокompаса

Настройка радиокompаса на частоту принимаемого сигнала в пределах данного поддиапазона производится путем дистанционной установки агрегата переменных конденсаторов (АПК) приемника в соответствующее угловое положение. Установка необходимого угла поворота АПК производится с помощью потенциометрической (мостовой) следящей системы.

Система включает в себя: потенциометр-датчик, потенциометр-приемник, усилитель рассогласования (блок ЭДУ) и исполнительный механизм, связанный редуктором с потенциометром-приемником и осью ротора АПК.

Принцип работы такой системы состоит в следующем: - на вход блока ЭДУ приемника радиокompаса подается разность напряжений, снимаемых с потенциометра-датчика пульта управления приемника. Система остается в покое до тех пор, пока эта разность напряжений равна нулю, что соответствует установке исполнительного двигателя (двигателя вращения АПК) в положение, соответствующее заданному ручками установки частота пульта управления. При изменении положения ручек настройки, т.е. положение движка потенциометра-датчика, как на входе блока ЭДУ появятся напряжение  $U_{вх}$ , равное

разности напряжений потенциометров датчика и приемника. Это напряжение, усиленное блоком ЭДУ, будет вращать исполнительный механизм, а с ним и движок потенциометра-приемника до тех пор, пока разность напряжений не станет равной нулю.

Процесс установления ротора АПК в положение равновесия может продолжаться некоторое время. Для того чтобы установка частоты настройки приемника была плавной и устойчивой, введено специальное электрическое торможение. Для гашения (демпфирования) колебаний системы применено специальное устройство - тахогенератор, аналогичное устройству следящего привода рамочной антенны и имеющее такое же назначение. Тахогенератор - генератор, ротор которого механически связан с валом исполнительного двигателя. ЭДС, индуктируемая в его управляющей обмотке, пропорциональна скорости вращения. Эта ЭДС вводится в противофазе с напряжением сигнала рассогласования на вход блока ЭДУ. Таким образом, система оказывается охваченной отрицательной обратной связью, причем величина напряжения обратной связи пропорциональна скорости вращения. Благодаря наличию отрицательной обратной связи, подвижные элементы механизма эффективно тормозятся при уменьшении сигнала рассогласования (входного напряжения блока ЭДУ). Такое гашение колебаний системы, осуществляемое путем "электрического торможения", не увеличивает сил трения в механизме, снижающих точность установки углового положения ротора АПК.

#### Система переключения поддиапазонов радиокompаса АРК-9

В радиокompасе АРК-9 переключение поддиапазонов производится автоматически при установке сотен килогерц заданной частоты. Это создает определенные удобства при эксплуатации, т.к., во-первых, отпадает необходимость предварительного определения номера поддиапазона,

во вторых, - на пульте управления исключается ручка переключения поддиапазонов. Датчиком системы дистанционного переключения диапазонов служит переключатель установки значений сотен килогерц частоты настройки пульта управления. При грубой установке частоты (установке сотен кГц) включается один из 4-х поддиапазонов. При этом напряжение с потенциометра передается на двигатель вращения барабанного переключателя блока приемника радиокompаса, который приходит во вращение и поворачивает барабан с установленными в

нем контурами в положение поддиапазона, соответствующего включенной частоте. В этом положении

Ввиду наличия двух направлений нулевого приема в диаграмме направленности рамочной антенны слуховой пеленг на радиостанцию определяется также в двух направлениях - истинном направлении и отличном от него на  $180^\circ$ .

Вращение рамочной антенны осуществляется путем подачи на управляющую обмотку двигателя рамки напряжения 25В. переменного тока, через переключатель направления вращения (Л РАМКА П) на пульте управления.

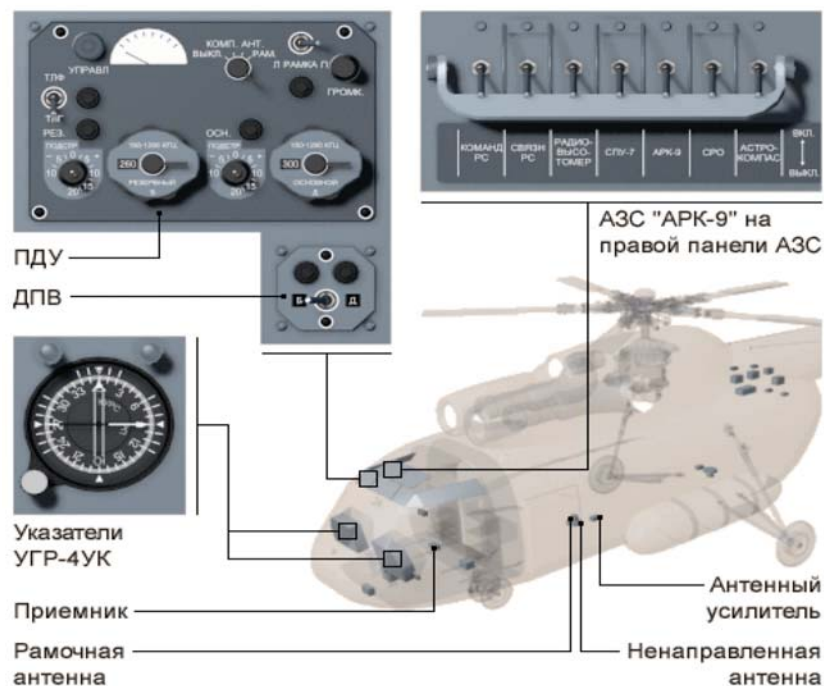


Рисунок 3.23. Управление, защита и размещение радиокompаса АРК-9

Интенсивность приема рамочной антенны меняется в зависимости от направления прихода радиоволны, интенсивность приема сигнала ненаправленной антенной не меняется и постоянна. При изменении направления отклонения рамки в ту или другую сторону от положения нулевого приема фаза ЭДС, на зажимах рамки изменяется на  $180^\circ$ , т.к. при этом изменяется направление прихода радиоволны к виткам рамки. Поэтому на диаграмме направленности, фазы ЭДС на зажимах рамки справа и слева от пинии пеленга изображены с противоположными знаками.



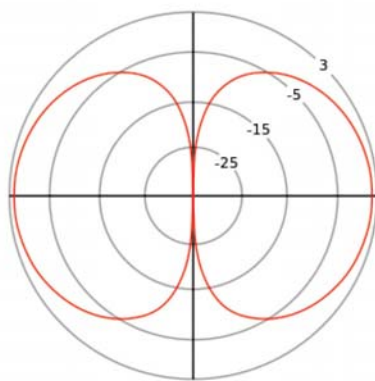


Рисунок 3.24. Диаграмма направленности рамочной антенны радиокompаса – кардиоида. Максимумы диаграммы наблюдаются при ориентации плоскости рамочной антенны на радиостанцию. Числа указывают коэффициент усиления антенны в децибелах

Из рисунка 3.24. видно, что когда радиостанция расположена в направлении пеленга, напряжение сигнала на зажимах рамки равно нулю. Для случаев отклонения рамки вправо и влево от этого направления ЭДС на зажимах рамки противоположны по фазе.

С зажимов рамки напряжение сигнала поступает на усилитель рамочного канала, сигнал усиливается и подается на балансный модулятор, иначе называемый коммутатором фазы. Коммутатор фазы, управляемый звуковым генератором, осуществляет изменение фазы этого сигнала на  $180^\circ$  в такт с частотой местного звукового генератора через каждые полпериода его частоты. Напряжение на выходе коммутатора фазы периодически изменяется в зависимости от фазы сигнала высокой частоты и противоположность фаз сигналов, соответствующих правому и левому отклонению рамки от положения пеленга. После коммутатора фазы напряжение рамочного канала поступает в антенный контур (контур сложения). Туда же, в контур сложения, через антенный усилитель поступает напряжение от ненаправленной антенны.

ЭДС, наводимая электромагнитным полем в ненаправленной антенне, ни по величине, ни по фазе не зависит от направления прихода волны. Иначе говоря, диаграмма направленности такой антенны в горизонтальной плоскости представляет собой окружность. Напряжение на входе контура сложения от ненаправленной антенны приведено на рис. . 4.13. Так как напряжение сигнала от рамочного входа в коммутаторе фазы периодически изменяется по фазе на  $180^\circ$  оно, то складывается с напряжением сигнала ненаправленной антенны, то вычитается из него. В результате на выходе коммутатора фазы создается результирующее амплитудно-модулированное напряжение сигнала. Одно-

временно с амплитудной модуляцией сигнала частотой местного звукового генератора, сигнал от радиостанции может иметь собственную модуляцию (речь, музыка, команды и т.д.). Изменение амплитуды результирующего напряжения сигнала происходит с частотой местного звукового генератора. Глубина модуляции результирующего сигнала пропорциональна углу отклонения рамки от направления, на радиостанцию; фазы огибающей противоположны для случаев правого и левого отклонения от направления пеленга.

Рассмотрим причину появления противоположности фаз огибающей для случаев разностороннего отклонения рамки.

При отклонении рамки вправо от направления на радиостанцию фаза сигнала от рамочного входа в контуре сложения приемника получается такой, что в первый полупериод частоты коммутации рамочный сигнал складывается с сигналом ненаправленной антенны. Следовательно, фаза огибающей результирующего колебания в этот полупериод частоты коммутации положительна.

При отклонении влево от направления на радиостанцию фаза сигнала от рамочного входа в контуре сложения приемника изменится на  $180^\circ$ . Следовательно, во второй полупериод частоты коммутации напряжение сигнала рамочного входа будет вычитаться из напряжения сигнала ненаправленной антенны.

Амплитуда результирующего напряжения будет меньше амплитуды антенного сигнала, другими словами, фаза огибающей во второй полупериод частоты коммутации будет отрицательна.

При установке рамки в направление пеленга на радиостанцию напряжение сигнала от рамочного входа становится равным нулю и на входе приемника остается только напряжение сигнала от ненаправленной антенны.

Результирующее амплитудно-модулированное напряжение сигнала из контура сложения попадает далее в тракт обычного супергетеродинного приемника. В приемнике это напряжение сигнала усиливается, преобразуется по высокой частоте, детектируется и с нагрузки детектора подается на каскады усилителя компасного канала. Эти каскады выделяют и усиливают только напряжение частоты звукового генератора.

Поэтому собственная модуляция сигналов радиостанций (речь, музыка и т.д.) не сказывается на работе АРК. Напряжение на входе компасного канала подается далее на каскады управляющей схемы. Под воздействием этого напряжения в управляющей схеме вырабатывается

напряжение частоты 400 Гц, которое подается на управляющую обмотку асинхронного двигателя, вращающего рамочную антенну. Фаза переменного напряжения 400Гц определяется фазой напряжения сигнала, снимаемого с нагрузки детектора.

В режиме «Рамка» -режим двухзначного пеленгования используется только сигнал, принятый рамочной антенной, и радиокompас при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции позволяет определить направление радиостанции по положению рамки, соответствующей минимальному (или нулевому приему), путем поворота рамки механизмом вращения рамки. с помощью электродвигателя рамки радиокompаса, управляемого переключателем «Л - РАМКА - П» на пульте управления с одновременным прослушиванием сигналов радиостанции и одновременным наблюдением величины сигнала радиостанции на индикаторе УГР-4УК указателя курса радиокompаса. Диаграмма направленности рамки имеет вид восьмерки. Это означает, что интенсивность приема такой антенны меняется в зависимости от направления прихода радиоволны. В частности, когда плоскость витков рамки совпадает с направлением на радиостанцию, ЭДС на зажимах рамки - максимальна. Когда же плоскость витков рамки перпендикулярна направлению на радиостанцию - прием на рамку отсутствует и ЭДС на зажимах рамки равна нулю. Стрелка указателя курса в этом положении указывает курсовой угол пеленгуемой радиостанции (или угол, отличный от него на  $180^\circ$ ). В положении пеленга на радиостанцию, когда на рамочном входе радиокompаса напряжение сигнала становится равным нулю, амплитудная модуляция напряжения на входе приемника исчезает, на управляющую схему напряжение сигнала перестает поступать и двигатель останавливается



Рисунок 3.25. Стрелочный указатель курсовых углов радиостанций УГР-4К

В режиме «Антенна» прием производит только ненаправленная антенна и радиокompас используется как обычный средневолновый связной радиоприемник с достаточно высокой чувствительностью. В телефонах авиаагартур, включенных на выходе радиокompаса, могут прослушиваться сигналы станций, работающих как модулированными, так и немодулированными колебаниями.

Приемник радиокompаса установлен в кабине пилотов на правой этажерке.

Пульт управления радиокompасом установлен на правой панели электропюльта.

Дистанционный переключатель волн установлен на правой панели электропюльта летчиков.

Блок питания установлен в кабине летчиков на правой этажерке.

Указатели курса УГР-4УК, показанные на рис.3.25 расположены на левой и правой приборных досках пилотов.

### **Включение и проверка радиокompаса АРК-9**

Питание радиокompаса АРК-9 осуществляется от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-2 «АРК-9» и от шины ~115 В через стеклянно-плавкий предохранитель СП-1.

При установке автомата защиты сети «АРК-9» в положение «Включено» подается напряжение на контакт 12 разъема Ш10А пюльта управления.

Напряжение 115В частотой 400 Гц подается с шины ~115 В через предохранитель СП-1 на контакт 9 разъема Ш10А.

Напряжение красного подсвета подается через автоматы защиты сети «Красн, подсвет», реостаты красного подсвета на контакт 32 разъема Ш10А.

Исправность цепей питания радиокompаса контролируется по загоранию ламп красного подсвета на пюльте управления и по отклонению стрелки указа-

теля курса при переводе переключателя рода работ на пюльте управления из положения «Выкл.» в положение «Комп.».

Если при эксплуатации в осенне-зимний период произошло нарушение работоспособности радиокompаса, то одной из возможных причин является стопорение рамки в каком-либо одном положении. Стопорение рамки происходит льдом, который образуется за счёт замерзания влаги внутри обтекателя рамки. Для предотвращения попадания

влаги в обтекатель необходимо следить за целостностью резинового уплотнения между обтекателем и фюзеляжем вертолѐта чистотой дренажного отверстия в нижней части обтекателя рамки. Кроме этого, должна быть обеспечена чистота дренажного отверстия в нижней части обтекателя.

При локализации и устранении причин наиболее характерных неисправностей радиокompаса рекомендуется использовать следующие подходы.

- Если в режиме работы радиокompаса "Компас" наблюдается круговое вращение стрелки указателя курса в одном направлении, либо стрелка самопроизвольно хаотически перемещается влево - вправо по кругу, ненадолго задерживаясь в каком-то секторе, и звуковое сопровождение радиостанции прослушивается нормально, то причиной неисправности является выход из строя управляющей схемы приемника АРК-9. Неисправность устраняется заменой приемника.

- Если стрелка индикатора курса не указывает КУР, то наиболее вероятно, что причина нарушения работоспособности радиокompаса обусловлена отказом блока питания (БП).

- Если обнаруживается ошибка в показаниях АРК-9 на 180° (обратный пеленг), то причиной является перепутывание высокочастотных кабелей Ф8-2 и Ф8-3 подключения рамки или кабелей Ф1-2 и Ф1-3 на приемнике. Перепутывание происходит при установке блоков на вертолѐт. Причина неисправности устраняется подключением кабелей согласно схемы.

- Если в режиме работы радиокompаса "Компас" стрелка индикатора курса не указывает КУР, звуковое сопровождение радиостанции прослушивается слабо либо, совсем не прослушивается, и в режиме "Антенна" прослушивание также слабое, а в режиме "Рамка" радиокompас работает нормально, то причиной неисправности АРК-9 является отсутствие сигнала на антенном входе приёмника или его недостаточность из-за неисправности антенного усилителя или обрыва кабеля эквивалента антенны на 20м.

### **3.2.3. Автоматический радиокompас АРК-УД**

Аварийный автоматический радиокompас АРК-УД предназначен для привода вертолѐта на радиомаяки непрерывного и импульсного излучения с целью осуществления поиска и обнаружения самолетов

(вертолетов), их экипажей и других объектов, подлежащих поиску и снабженным УКВ и ДЦВ радиомаяками или радиостанциями.

Радиокомпас АРК-УД на вертолете обеспечивает:

- круговое автоматическое курсоуказание и привод поискового вертолета на УКВ и ДЦВ радиомаяки и радиостанции, работающие с кварцевой стабилизацией частоты;

- четкую отметку момента пролета вертолетом радиомаяка (радиостанции) путем изменения показаний индикатора курса БСУП-2 на  $180^\circ$ ;

- опознавание летчиком сигналов радиомаяка (радиостанции), на который осуществляется привод вертолета.

Радиокомпас АРК-УД имеет следующие режимы работы:

- режим работы в широкой полосе («ШП») ;по сигналам маяков непрерывного излучения

- режим работы в узкой полосе («УП») по сигналам маяков непрерывного излучения;

- импульсный режим работы по сигналам импульсных маяков ( $t=40\text{мкс}$ ,  $F_n=300\text{Гц}$ ).

Автоматический УКВ радиокомпас используется для управления вертолетом по сигналам приводных УКВ радиомаяков, а также для привода вертолётa на аварийную радиостанцию Р - 852У при выполнении аварийно – спасательных работ (АСР).

**Принцип действия радиокомпаса АРК-УД** основан на одновременном приеме сигналов рамочной направленной и ненаправленной антеннами, результирующая диаграмма направленности которых имеет форму кардиоиды

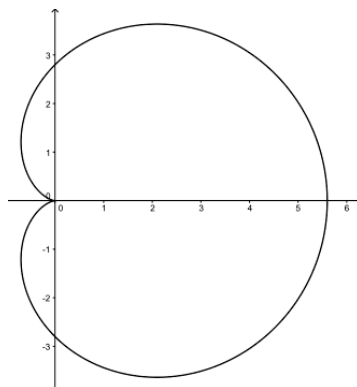


Рисунок 3.26. Кардиоиды — диаграмма направленности комбинации диаграмм направленности ненаправленной и рамочной антенн. Максимум и ноль диаграммы наблюдаются при ориентации плоскости рамочной антенны параллельно направлению на радиостанцию.

Таблица 3.11. Технические данные АРК-УД

Диапазон частот: УКВ ДЦВ	114,166 - 124,1 МГц 243 МГц
Предельная чувствительность по приводу в нормальных условиях при непрерывном режиме работы, при возврате стрелки указателя курса в сектор $\pm 13$ со скоростью 15 град/с: - в широкой полосе - в узкой полосе	не хуже 25 мкВ/м не хуже 10 мкВ/м
Предельная чувствительность по приводу в импульсном режиме в нормальных условиях (при сигналах длительностью импульсов $t=40$ мс и частоте повторения импульсов $F_n=300$ Гц)	не хуже 75 мкВ/м
Точность выхода поискового вертолета на аварийную радиостанцию (радиомаяк) по боковому уклонению на высоте полета 1000 м	не превышает $\pm 200$ м
Точность вывода поискового вертолета на аварийную радиостанцию (радиомаяк) по боковому уклонению на высоте полета 1000 м	не превышает $\pm 200$ м
Инструментальная погрешность пеленга радиокompаса АРК-УД при напряженности поля не ниже 1000 мкВ/м на КУР=0°	не более $\pm 3^\circ$
Дальность действия по приводу радиокompаса АРК-УД при полетах на пеленгуемые радиостанции типа Р-855УМ при высоте полета 3000 м и нахождении этих радиостанций на высоте 1,5 м над землей	не менее 30 км
Потребляемые токи от бортсети: - постоянного тока $\pm 27$ В - переменного тока 115 В 400 Гц - переменного тока напряжением 36 В 400 Гц	не более 2,0 А не более 0,1 А не более 0,2 А
Предельная чувствительность радиокompаса по приводу пеленга в сектор $\pm 13^\circ$ со скоростью не менее 15 °/с	не хуже 50 мкВ/м
Инструментальная погрешность пеленга по рабочему диапазону частот при напряженности поля не ниже 1000 мкВ/м на нулевом курсе	не более $\pm 3^\circ$

<p>Скорость автоматического возвращения антенны в положение пеленга <math>0^\circ</math> от положения <math>\pm 165^\circ</math>:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- при напряженности поля 1000 мкВ/м</li> <li>- при напряженности поля 50 мкВ/м</li> </ul>	<p>не менее 30град/с не менее 15град/с</p>
<p>Дальность действия радиокompаса при полете на аварийную радиостанцию Р-855У на высоте полета 1000 м</p>	<p>не менее 40км</p>
<p>Ток, потребляемый радиокompасом:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- от бортсети постоянного тока напряжением 27 В <math>\pm 10\%</math></li> <li>- от бортсети переменного тока напряжением 115 В 400 Гц</li> </ul>	<p>не более 1,2А не более 1А</p>

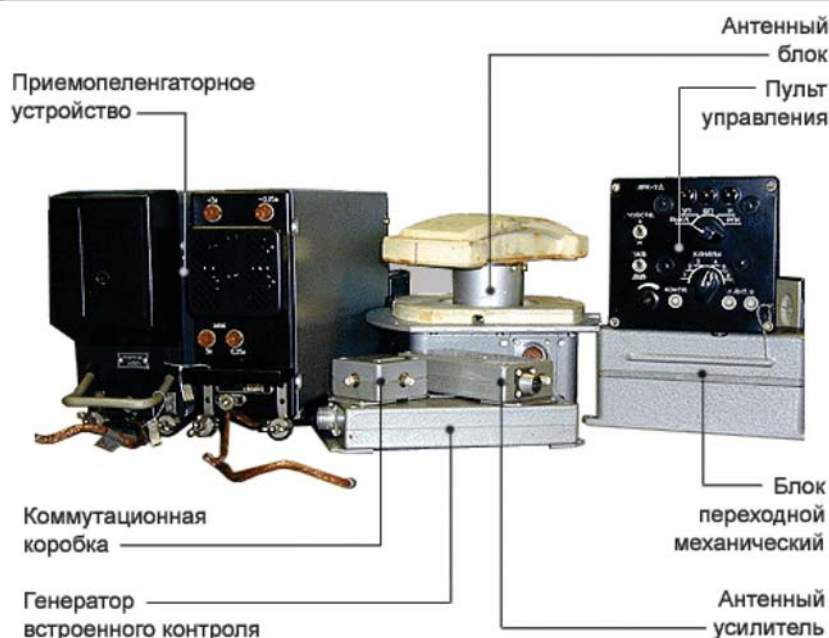


Рис. 3.27. Комплектность радиокompаса АРК-УД

Радиокompас состоит из следующих блоков: ненаправленная антенна- антенна обнаружения АШС-УД, рамочная антенна - направленная антенна, приемопеленгационное устройство, пульт управления, антенный усилитель, коммутационная коробка, БМП -механический переходной блок, который служит для связи АРК-УД с индикатором курса БСУП-2, генератор встроенного контроля. Комплектность радиокompаса АРК-УД приведена на рис. 3.28

Блоки радиокompаса находятся в следующих местах вертолета: ненаправленная антенна (АШС-УД) установлена сверху на хвостовой балке между шп. №1 и 2, антенный блок (рамочная антенна) установлен под полом грузовой кабины между шпангоутами №11 и 12 в спе-



циальной чаше и закреплена на ней шестью винтами, снаружи рамка закрыта обтекателем из радиопрозрачного материала, рядом расположен антенный усилитель. Приемопеленгационное устройство и коммутационная коробка установлены в радио отсеке с правой стороны между шп. № 16 и 17, между командной радиостанцией и приемопередатчиком радиовысотомера. Пульт управления установлен в кабине пилотов на левой боковой панели электропульты. Указатель курса БСУП-2 установлен на левой приборной доске, генератор встроенного контроля установлен в радиоотсеке, справа по полету, между шп. № 18 и 19, Пульт управления установлен на кронштейне пульта управления автопилотом, антенный усилитель установлен под полом грузовой кабины между шп. №11 и 12, блок механический переходной (БМП), расположен под полом кабины пилотов между шп. № 3Н и 4Н.

Размещение блоков АРК -УД приведено на рис. 3.28

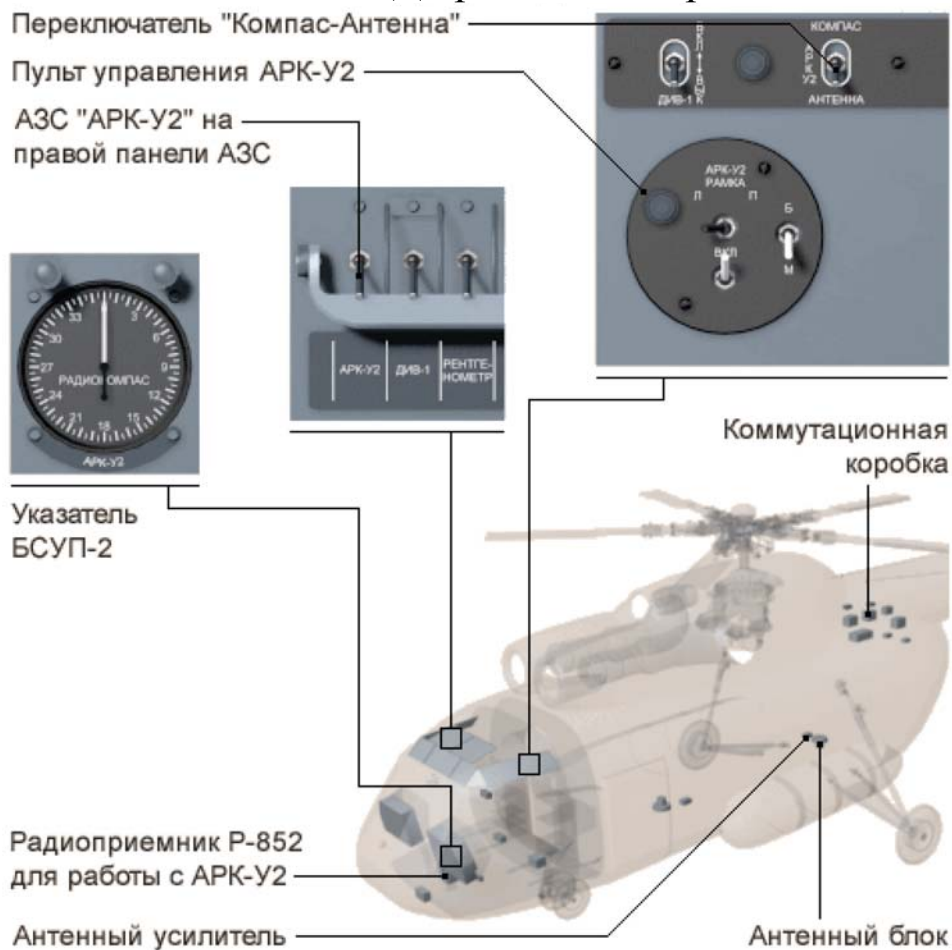


Рисунок 3.28. Размещение АРК -УД

Питание радиоконуса постоянным током производится от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-5. Питание радиоконуса переменным током напряжением 115В 400Гц подается от шины «115В 400Гц» через предохранитель СП-1, установленный на

щитке предохранителей. Питание радиокompаса переменным током напряжением 36В 400Гц производится от шины «36В 400Гц» 2-я и 3-я фаза через предохранители СП-1, установленные в РК правого генератора и аккумуляторов.

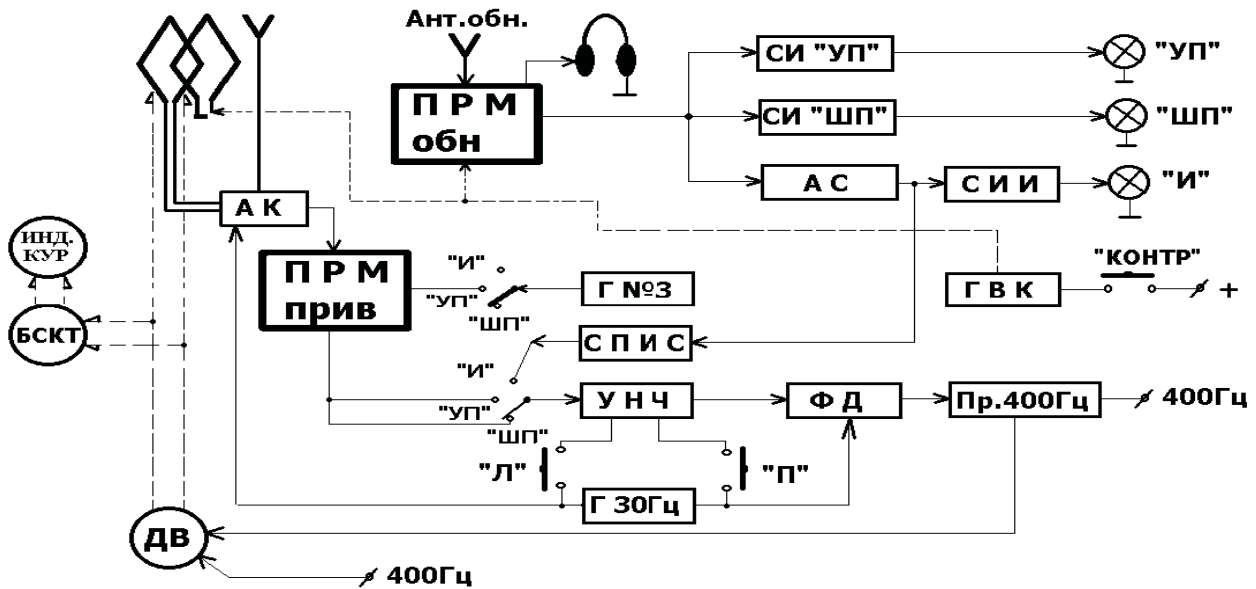


Рисунок 3.29. Блок-схема радиокompаса АРК-УД

Радиокompас АРК - УД может работать в одном из двух режимов:-  
 "АНТЕННА" - для прослушивания сигналов аварийной р/ст,  
 в режиме "КОМПАС" - для пеленгования аварийной р/ст.

В режиме "КОМПАС ЭДС, наведенные принимаемым сигналом аварийной радиостанции и принятые рамочной антенной и ненаправленной антенной антенного блока, поступают на балансный модулятор (АК), который находится в поворотной части антенного блока. На балансный модулятор (АК) также подается напряжение низкой частоты 30Гц от звукового генератора (Г30Гц) управляющей схемы радиокompаса. Сигнал, промодулированный низкой частотой 30 Гц, с балансного модулятора поступает на антенный усилитель и далее через коммутационную коробку подается на вход (ПРМ прив) приемника Р-852. В приемнике высокочастотный сигнал, промодулированный частотой 30 Гц, усиливается, подается на управляющую схему радиокompаса, детектируется фазовым детектором (ФД) управляющей схемы, далее сигнал сравнивается по фазе с напряжением местного звукового генератора (400Гц), преобразуется в напряжение с частотой питания исполнительного двигателя 400Гц, усиливается в (Пр.400 Гц) по напряжению и мощности и подается на двигатель (ДВ), механически связанный с подвижной частью антенного блока рамочной антенны. Управ-

ляющая схема вырабатывает напряжение, заставляющее вращаться мотор и связанную с ним подвижную часть антенного блока до тех пор, пока продольная ось симметрии рамочной антенны не совпадет с направлением прихода принимаемого сигнала. При этом ЭДС, наведенная в рамочной антенне, станет равной нулю, и напряжение сигнала с балансного модулятора пропадет, мотор останавливается, рамка устанавливается в положении направления на пеленгуемую радиостанцию. Ось симметрии рамочной антенны совпадет с направлением прихода принимаемого сигнала. При этом ЭДС, наведенная в рамочной антенне, станет равной нулю, и напряжение, заставляющее вращаться двигатель, также станет равным нулю. Вращение подвижной части антенного блока через механическую систему передается оси сельсина датчика указателя курса БСУП-2. Сельсин-приемник указателя курса БСУП-2 повторяет положение оси сельсина-датчика. стрелка указателя курса остановится в положении направления на аварийную радиостанцию. Компенсация девиационной ошибки производится ползуном механического компенсатора, перемещающегося по спиральной пружине, форма которой установлена согласно графика девиации. На шасси частично выполнен монтаж блока управляющей схемы радиокompаса и держатель ламп типа 6Ж5Б-В. Держатель одновременно является как креплением ламп, так и теплоотводом. Для лучшей теплоотдачи держатель имеет черное покрытие и плотно прилегает к верхней крышке блока, также являющейся теплоотводом. Крышка блока и шасси имеют жалюзи для охлаждения и циркуляции воздуха. Примечание. Выбор каналов приема может производиться с пульта управления радиокompасом. в условных номерах от 1 до 6, приведенных в таблице 3.12.

Таблица 3.12. Каналы работы радиокompаса АРК-УД

Номер канала	Частота работы канала (МГц)
1	114,166
2	114,333
3	114,583
4	121,5
5	124,1
6	243,0

С помощью генератора встроенного контроля производится контроль работоспособности радиокompаса АРК-УД. При нажатии на кнопку "Контр." пульта управления включается генератор встроенного контроля (ГВК), его сигнал подается в (ПРМ обн), стрелка указателя курса обрабатывает контрольное значение 0 градусов КУР.

На кронштейне рядом с пультом управления радиокompасом АРК-УД установлен выключатель «БЛОКИРОВКА АРК-УД», позволяющий включать блокировку АРК-УД при работе командной радиостанции на частотах радиопередатчика УКВ радиостанции, которые влияют на работу АРК-УД.

Для устранения наиболее характерной неисправности радиокompаса рекомендуется использовать следующие методы. - Если стрелка указателя БСУП-2 не реагирует на нажатие переключателя вращения рамки влево или вправо, то причиной являются стопорение рамки в каком-либо положении или отсутствие передачи сигнала об изменении положения рамки на указатель курса. Отсутствие передачи сигнала может быть обусловлено повреждением проводов в ШР указателя БСУП. Наиболее часто повреждение происходит из-за нарушения технологии работ при отсоединении ШР для снятия прибора на техническое обслуживание. Нарушение заключается в том, что перед отсоединением ШР не производится освобождение жгута от металлизации, которая заземлена хвостовиком разъема. В результате провода скручиваются и обрываются. Для устранения неисправности необходимо восстановить целостность проводов жгута в месте их подсоединения к штепсельному разъему соединителя. При эксплуатации вертолета зимой стопорение рамки может производиться льдом, образующимся в обтекателе рамочной антенны. Лед удаляют просушкой обтекателя горячим воздухом от моторного подогревателя МП-300 или МП-85.

#### **3.2.4. Радиоприемник Р - 852**

Радиоприемник Р - 852 работает совместно с компасом АРК - У2 на канале "4", который постоянно настроен на аварийную частоту 121,5МГц.

с помощью радиоприемника Р - 852 и компаса АРК - У2 можно пеленговать любую УКВ радиостанцию, работающую на аварийной

частоте 121,5 мГц., в том числе и автоматический радиомаяк АРМ-406.

Внимание! Запрещается производить проверку работы радиоконпаса АРК-У2 с помощью бортовой аварийно-спасательной радиостанции Р-855У, так как её сигналы принимаются спутниковой системой "КОСПАС-ЭСПАС" и мешают работе аварийно-спасательной службы МЧС.

### 3.2.5. Радиовысотомер РВ-3

Радиовысотомер малых высот РВ-3 служит для измерения истинной высоты полета над поверхностью суши или моря в диапазоне от 0 до 300м. и выдачи сигнализации о снижении до заранее заданной высоты и ее пролете.

Состав оборудования радиовысотомера РВ-3

1. Приемопередатчик ПП-П1 Приемопередатчик установлен на амортизационной раме в, радиоотсеке по правому борту между шп. № 19 и 20.

2. Приемная и передающая рупорные антенны АР-В8 установлены в нижней части хвостовой балки соответственно между шп. № 6 и 7 - приемная антенна и между шп. № 11 и 12. - передающая антенна.

3. Указатель высоты УВ-П1, установлен на левой приборной доске.

4. Сигнальная лампа РВ НЕ РАБОТАЕТ установлена на левой приборной доске.

Общий вид комплекта РВ-3 представлен на рис. 3.30.

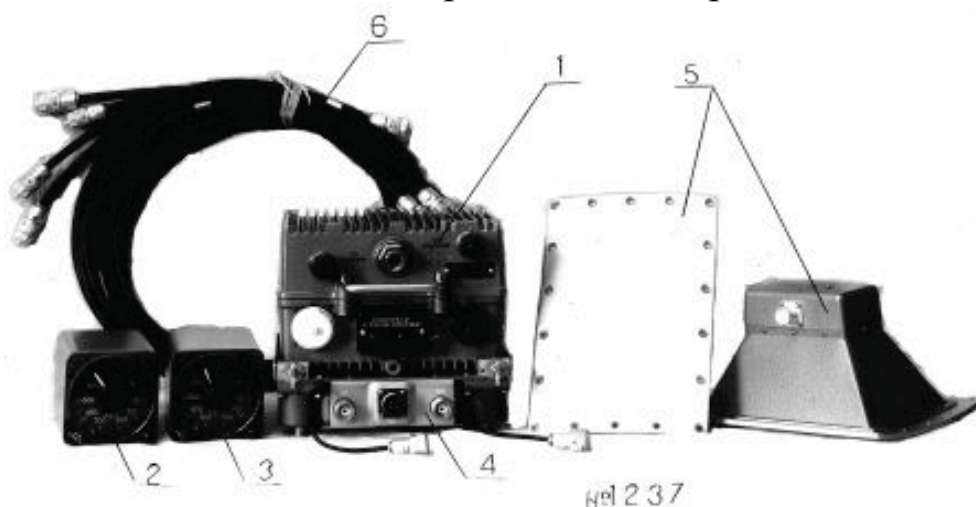


Рисунок 3.30. Общий вид комплекта радиовысотомера РВ-3  
1.-Приемопередатчик ПП-П1, 2. -Указатель высоты УВ-П1,  
5. -Антенны АР-В8,6. Высокочастотные кабели.

## Принцип действия и описание работы радиовысотомера РВ-3

Принцип действия радиовысотомера основан на использовании свойства электромагнитной волны отражаться от подстилающей поверхности Земли (ПП). Как известно, скорость распространения радиоволн в воздушной среде постоянная и равна примерно  $3 \cdot 10^8$  м/сек. Следовательно, для определения высоты полета необходимо измерить время ( $T$ ), которое требуется для прохождения радиоволн от вертолета до ПП и обратно.

$$T = \frac{2H}{C} \quad (3.1.)$$

где:  $H$  – высота полета, м;

$C$  – скорость распространения радиоволн, м/сек.

Для определения этого времени в основу работы радиовысотомера РВ-3 применен частотный метод измерений, сущность которого состоит в следующем. При частотной модуляции радиосигнала пилообразными или треугольными сигналами, результирующий сигнал представляет собой высокочастотные колебания, модулированные сигналом с мгновенной частотой линейно изменяемой по времени. так как задержанный сигнал по мгновенной частоте немного отличается от исходного излучаемого сигнала при смешивании излучаемого и принимаемого сигналов образуется биения в/ч сигнала с частотой биений, равной разности мгновенных частот. Так как закон изменения мгновенной частоты по времени линейен, то разностная частота - частота биений пропорциональна задержке сигнала, т.е. высоте. Частота биений измеряется частотомером радиовысотомера (аналоговым на старых моделях или цифровым — в новых моделях), после чего измерительная информация выводится на показывающее устройство в виде значения расстояния до земли.

Передатчик радиовысотомера непрерывно генерирует электромагнитные колебания, частота которых меняется по пилообразному закону. С помощью передающей антенны радиовысотомер излучает их в направлении ПП. Передатчик радиовысотомера излучает через передающую антенну по направлению к земле модулированные по частоте высокочастотные колебания. Часть падающей на земную поверхность высокочастотной энергии отражается от земли, принимается приемной антенной и поступает в приемник (отраженный сигнал). Одновременно в приемник через короткий фидер -ответвитель подаются колебания непосредственно от передатчика (прямой сигнал). одновременно

часть энергии, излучаемого сигнала, с выхода передатчика поступает в приемник по короткому пути, через ответвитель.

Достигнув ПП электромагнитные колебания, отразившись возвращаются на ВС и принимаются приемной антенной высотомера.

Таким образом, в приемник поступают 2 сигнала: сигнал с частотой излучения и отраженный сигнал, к моменту прихода которого частота излучаемого сигнала изменится. Сравнивая эти сигналы по частоте, в приемнике выделяется сигнал биений, частота которых пропорциональна высоте полета. Выделенный приемником сигнал биений преобразуется к виду, удобному для измерения и, подается на указатель высоты, вызывая отклонение его показаний, которые фиксируются по шкале прибора как значение истинной высоты полета.

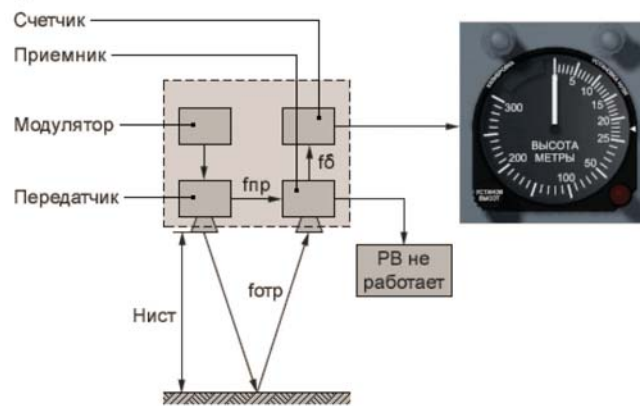


Рисунок 3.31. Принцип измерения высоты радиовысотомером РВ-3

Так как частота передающего генератора во времени меняется, а путь отраженного сигнала значительно превышает путь прямого, то между излучаемым и принятым в данный момент времени сигналами появляется различие по частоте. После смешения этих сигналов в приемнике выделяется напряжение биений, частота которых равна разности частот прямого и отраженного от земли высокочастотных сигналов - напряжение частоты биений ( $F_{\sigma}$ ).

Частота биений связана с высотой и параметрами передатчика следующей зависимостью:

$$F_{\sigma} = \frac{4\Delta f \cdot F_{M1} \cdot H}{c}, \quad (3.2.)$$

где:  $F_{\sigma}$  – частота биений, Гц.

$\Delta f$  – полоса модуляции, Гц.

$F_{M1}$  – частота модуляции, Гц.

$H$  – измеряемая высота полета, м

$c$  – скорость распространения радиоволн, м/сек

Из формулы (3.2.) видно, что частота биений пропорциональна высоте полета. В момент времени  $t_h$  совпадение зондирующих и отраженных сигналов не будет, что исключает возможность формирования сигнала.

Радиовысотомер работает в диапазоне дециметровых волн и представляет собой приемо-передатчик непрерывного излучения и приема частотно-модулированных сигналов.

Таблица 3.13. Основные технические данные радиовысотомера РВ-3:

Диапазон измеряемых высот 0 ... 300 м  
Погрешность измерения:  
- в диапазоне 0 ÷ 10 м - ±1 м  
- при высотах полета более 10 м - ±10% от Низм  
Погрешность сигнализации ±6% от Низм  
Несущая частота передатчика 2000±15 МГц

Высотомер питается от сети постоянного тока 27 В и от сети переменного тока 115 В. Радиовысотомер включается выключателем ВГ-15К "Радиовысотомер" на левой приборной доске. Защита цепи питания по постоянному току выполнена АЗС "Радиовысотомер" на правой панели АЗС. Защита цепи питания по переменному току производится стеклянным плавким предохранителем, находящимся в щитке предохранителей на правой боковой панели. В комплект радиовысотомера РВ-3 входят:- приемопередатчик ПП-П1;- рупорная антенна АР-В8 (2 шт.);- указатель высоты УВ-П1.

Приемопередатчик установлен на амортизационной раме в радиототсеке фюзеляжа по правому борту между шп. № 19 и 20.

Приемная и передающая антенны АР-В8 установлены в нижней части хвостовой балки вертолета соответственно между шп. № 6, 7 и шп. № 11, 12. Указатель высоты установлен на левой приборной доске, Рядом с указателем установлены выключатель радиовысотомера и табло с красным светофильтром «РВ НЕ РАБОТАЕТ».

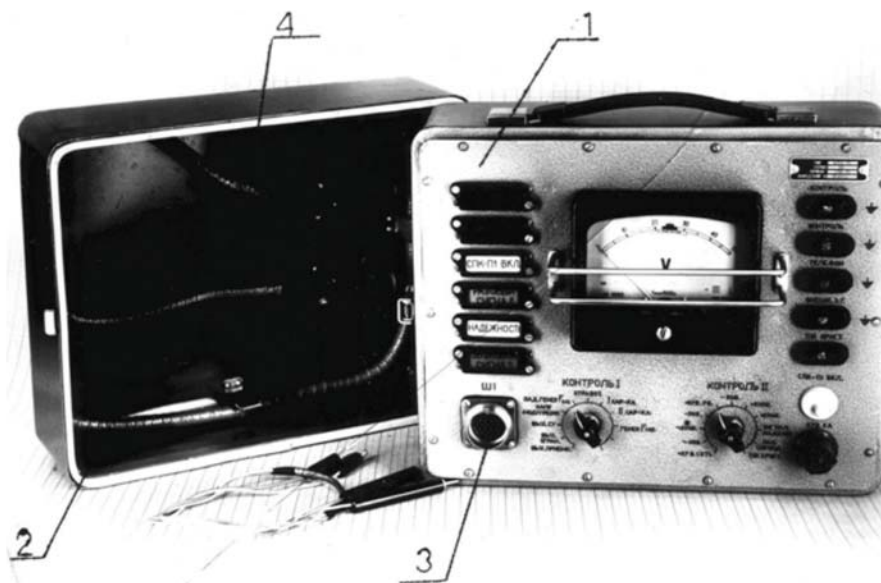




Рисунок 3.32. Размещение, защита и управление радиовысотомера РВ-3 на вертолете

Показания радиовысотомера не зависят от покрова местности и атмосферных условий (температуры, влажности, давления и т.д.), за исключением полетов над слоем снега или льда толщиной несколько метров. Радиовысотомером затруднительно пользоваться при полетах над горной местностью, когда резкие изменения расстояния до земли могут превышать диапазон измеряемых высот. При значительных углах крена и тангажа (более  $30^\circ$ ), в особенности над сушей, показания радиовысотомера могут быть ошибочными и пользоваться ими в этих случаях не рекомендуется.

При периодическом техническом обслуживании вертолета производится проверка приемо-передатчика в лаборатории АиРЭО на соответствие НТП с помощью КПА, в том числе с помощью тестера проверки радиовысотомера РВ-3, показанного на рис. 3.33. Тестер обеспечивает проверку радиовысотомера на двух фиксированных высотах методом имитации задержки отраженного сигнала с помощью эквивалента высоты, который состоит из двух эквивалентов высоты, выполненных из высокочастотного кабеля.



1 - тестер, 3 - штепсельный разъем питания тестера 4 - крышка с высокочастотным кабелем имитации задаваемых высот.

Рисунок 3.33. Тестер проверки радиовысотомера РВ-3

### **Пользование радиовысотомером РВ-3 в полете**

Высотомер следует включать за 5 – 7 минут до выруливания или взлета. Для этой цели, при включенных источниках постоянного и переменного тока необходимо включить АЗС и выключатель "РАДИО-ВЫСОТОМЕР". Стрелка указателя высоты, при этом переместится в темный сектор шкалы и загорится лампа РВ НЕ РАБОТАЕТ. Через 1 – 3 минуты, после включения, лампа гаснет, а стрелка указателя устанавливается на нулевую отметку шкалы и может колебаться с амплитудой  $\pm 0,5$  м. Если к моменту включения высотомера на указателе высоты задано какое-то значение для ее сигнализации подвижным треугольным индексом, то после включения высотомера, когда стрелка указателя, перемещаясь сверху вниз, проходит заданную высоту, срабатывает система сигнализации, на указателе высоты загорается сигнальная лампа, а в телефонах абонентских аппаратов СПУ в течение 4 – 8 секунд прослушивается звуковой сигнал тона 400 Гц.

В полете высотомер реагирует на изменение рельефа местности, отражая это в своих показаниях. Если пилоту необходимо получить сигнализацию о снижении до некоторой высоты или о ее пролете, то вращением рукоятки "Установка высот" на указателе, следует совместить подвижный индекс с отметкой шкалы указателя, соответствующей заданной высоте. В момент снижения до этой высоты и в момент пролета заданной высоты сработает система сигнализации, загорится

лампа ОПАСНАЯ ВЫСОТА, в ТАФ в течение 4 – 8 сек. будет прослушиваться звуковой сигнал.

При измерении высоты во время полета над поверхностью земли, покрытой слоем снега или льда, необходимо учитывать особенности распространения радиоволн в этих условиях.

При полете над поверхностью земли, покрытой слоем снега, почти вся энергия излучаемой радиоволны уйдет в снег и частично отразится от земной поверхности. В этом случае радиовысотомер измерит расстояние не до поверхности снега, а до покрытой снегом почвы. В слое снега за счет диэлектрических потерь произойдет ослабление сигнала радиоволны.

Если толщина снегового покрова невелика, то потери энергии радиоволны, прошедшей через слой снега, не вызовут нарушения работоспособности радиовысотомера даже на максимальной высоте рабочего диапазона. Измеренная радиовысотомером высота в этом случае будет мало отличаться от действительной геометрической высоты полета вертолета (относительно поверхности снега). При большой толщине снежного покрова потери энергии радиоволны, прошедшей через слой снега, могут быть значительные. Это вызовет нарушение работоспособности радиовысотомера на высотах, близких к максимальной высоте рабочего диапазона. Показания высоты радиовысотомера (относительно поверхности снега) будут при этом завышены. Ошибка радиовысотомера будет того же порядка, что и толщина снежного покрова.

При полете над толстым слоем льда часть энергии радиоволны отражается от поверхности льда, а часть её проходит через слой льда и отражается от поверхности земли. Потери энергии радиоволны, прошедшей через слой льда, будут больше по сравнению с потерями энергии радиоволны, прошедшей через слой воздуха. Из-за того, что скорость распространения радиоволн в слое льда в несколько раз меньше, чем в воздухе, сигнал, отраженный сигнал от нижней поверхности льда, будет соответствовать большей высоте, чем расстояние от вертолета до верхней границы льда. Это приводит к тому, что над толстым слоем льда ошибка радиовысотомера может быть того же порядка, что и толщина льда.

*Примечание. При полетах над толстым слоем льда пользоваться радиовысотомером можно только в тех случаях, когда высота полета не менее, чем в десять раз превышает толщину льда. При полете*

*над материковым льдом неизвестной толщины пользоваться радиовысотомером вообще нельзя.*

Для локализации и устранения наиболее характерных неисправностей радиовысотомера рекомендуется использовать следующие подходы. - Если флажок бленкера индикатора находится в поле зрения, а стрелка индикатора высоты - в тёмном секторе, то наиболее вероятной причиной неисправности высотомера является выход из строя приёмопередатчика. Для устранения неисправности необходимо заменить приёмопередатчик. Другой причиной может быть неисправность антенно-фидерной системы, которая обусловлена в большинстве случаев повреждениями антенного кабеля или замыканием его на "массу". Проверка состояния кабеля производится при помощи тестера. Сопротивление его изоляции замеряется мегомметром. Кабель, имеющий обрыв или снижение сопротивления изоляции менее 10 мОм, подлежит замене. - Если стрелка указателя высоты не устанавливается в пределах двойной оцифрованной нулевой риски шкалы, то наиболее вероятной причиной неисправности является нарушение калибровки высотомера. Восстановление калибровки производится в лаборатории Аи РЭО на стенде.

Другими причинами неисправности могут быть:

- наличие посторонних металлических предметов в непосредственной близости от антенн радиовысотомера;
- наличие толстого слоя льда или снега в месте стоянки вертолётá;
- наличие под местом стоянки вертолётá токопроводящих кабелей или линий связи,

В двух последних случаях, как показал опыт эксплуатации, исправность радиовысотомера восстанавливается при перемещении вертолётá на другое место стоянки.

- Если стрелка указателя высоты отклоняется от положения, соответствующего фактической высоте полётá вертолётá (либо от "0" на стоянке) при работе радиостанции "Баклан" в режиме "Передача", то причина неисправности обусловлена влиянием передатчика этой радиостанции через антенно-фидерную систему на приёмник радиовысотомера. Влияние устраняется разнесом антенных кабелей радиостанции и радиовысотомера.

### 3.2.6. Радиовысотомер А-037

Радиовысотомер А-037 предназначен для измерения истинной текущей высоты полёта вертолёта в диапазоне от 0 до 300м. высоты полёта вертолета над любой поверхностью, за исключением полетов на малых высотах над толстым слоем льда или снега, и выдачи информации экипажу и в бортовые системы вертолета. Радиовысотомер

А-037 устанавливается на вертолет в замен радиовысотомера РВ-3 и представляет собой радиолокационную станцию непрерывного излучения с частотной модуляцией излучаемого сигнала. В основу схемы построения положен принцип следящего измерителя высоты с постоянной частотой преобразованного сигнала (частотой биений) в диапазоне измеряемых высот. При этом высота будет определяться длительностью рабочего хода модуляции.

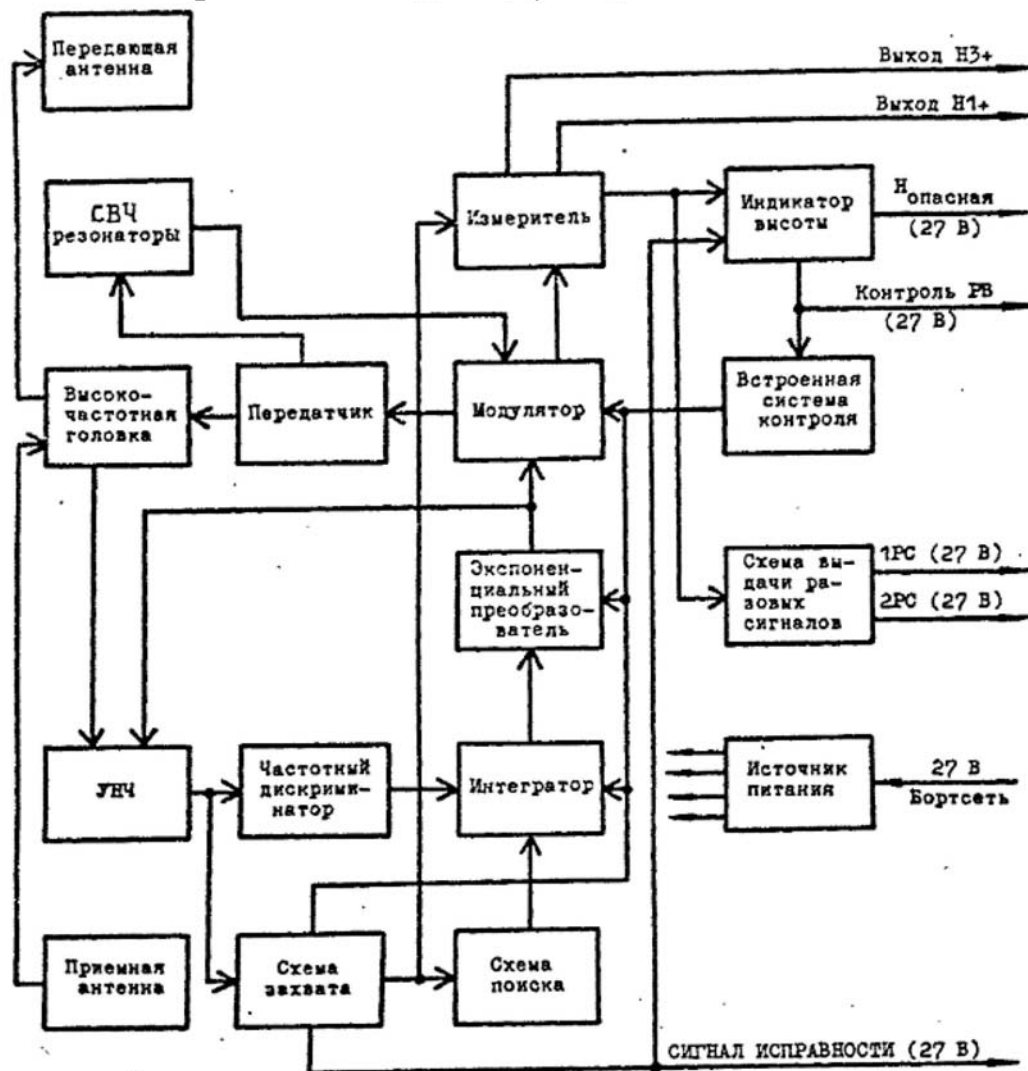


Рисунок 3.34. Блок схема радиовысотомера А-037

В комплект радиовысотомера входят:

- приемопередатчик (прибор А-037-1) на амортизационной раме;
- передающая и приемная антенны (приборы А-037-2);
- индикатор высоты (прибор А-034-4-17);
- контрольный штепсельный разъем типа 2РМД для подключения КПА.

Размещение блоков радиовысотомера А-037 аналогично размещению элементов радиовысотомера РВ-3.

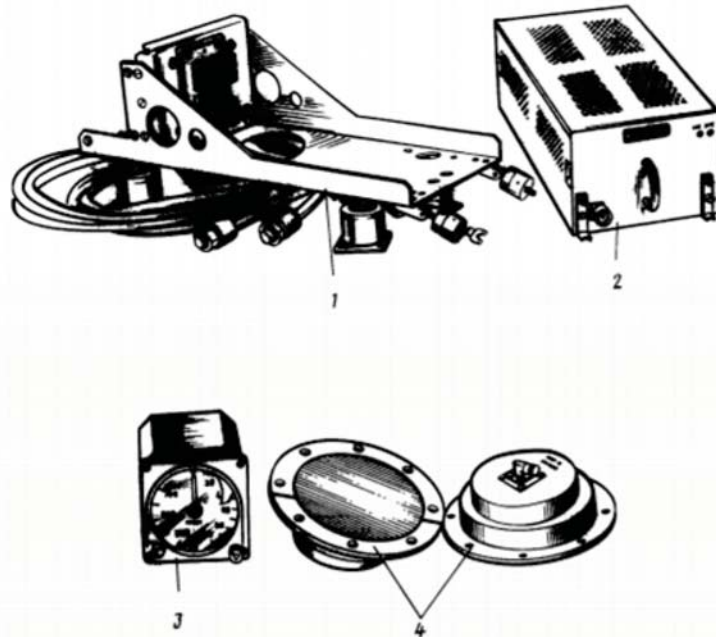
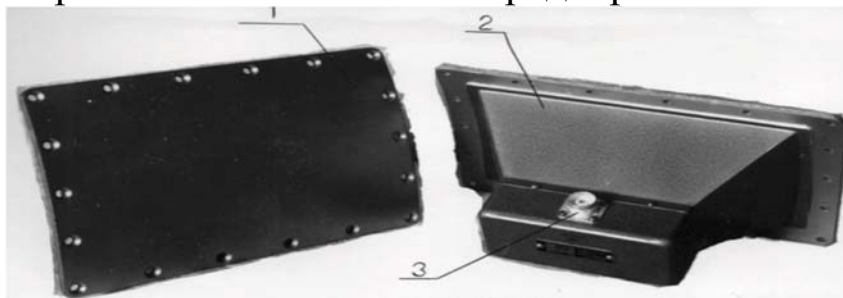


Рисунок 3.35. Общий вид комплекта радиовысотомера А-037

1. Рама с высокочастотными кабелями;
2. приемопередатчик радиовысотомера – прибор А-037-1;
3. указатель высоты радиовысотомера – прибор А-034-4-16;
4. антенны радиовысотомера – приборы А-037-2, общий вид рупорных антенн приведен на Рис.3.17.

Питание радиовысотомера осуществляется от аккумуляторной шины через автомат защиты сети АЗСГК-2 и от шины переменного тока «115В 400Гц» через стеклянно-плавкий предохранитель СП-2.



1. – крышка антенны, 2. – излучатель, 3. – в/ч разъем.

Рисунок 3.36. Общий вид рупорных антенн радиовысотомера А-037

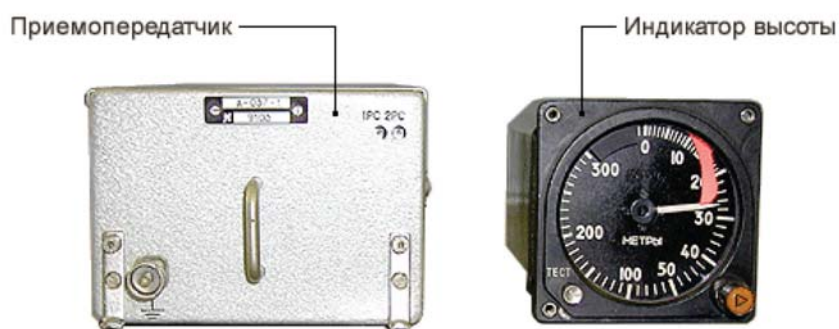


Рисунок 3.37. Приемопередатчик и индикатор высоты радиовысотомера А-037

Таблица 3.14. Технические данные радиовысотомера А-037

Диапазон измеряемых высот	от 0 до 300м
Диапазон рабочих частот	4200 - 4400МГц
Потребляемая мощность: - постоянного тока напряжением 27В - переменного тока напряжением 115В 400Гц	30Вт 10В·А
Диапазон рабочих частот	4200 - 4400МГц

Радиовысотомер выдает экипажу и в бортовые системы вертолета следующую информацию: - значение текущей высоты полета в виде показания стрелки индикатора высоты; - сигнал опасной высоты при полете на высоте ниже заданной, установленной перемещением индекса на индикаторе высоты.

Примечание: При полетах над горной местностью, когда резкие изменения высоты полета могут выходить за пределы диапазона измеряемых высот, радиовысотомером пользоваться не рекомендуется.

При углах крена и тангажа более 20° погрешность измерения высоты полета увеличивается за счет влияния наклонной дальности. При углах крена и тангажа вертолета более 40° радиовысотомером пользоваться не рекомендуется. При пролете опасной высоты сверху вниз и дальнейшем снижении вертолета загорается желтая лампочка на индикаторе высоты, а в телефоны членов экипажа выдается сигнал звуковой частоты 400Гц в течение 3...9с. - сигнал отказа проявляется в виде появления флажка (бленкера) на индикаторе при появлении неисправности в любом блоке, включая индикатор, при недостоверности показаний радиовысотомера, а также при полете за пределом рабочего диапазона высот радиовысотомера (выше 300м).

Радиовысотомер имеет устройство встроенного контроля (тест-контроль), которое позволяет осуществить проверку калибровки и общего функционирования радиовысотомера в полете и на земле по

встроенной линии задержки. Результаты проверки выдаются на указатель высоты.

### 3.2.7. Принцип построения вертолётного доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИВ

Доплеровский измеритель предназначен для автономного измерения и индикации продольной и поперечной составляющих скорости перемещения вертолета относительно поверхности (земли, воды) в диапазонах, обеспечивающих переход к режиму висения и фиксации этого режима.

Доплеровский метод измерения скорости полета, сводится к измерению доплеровского сдвига частот отраженного от земли радиосигнала.

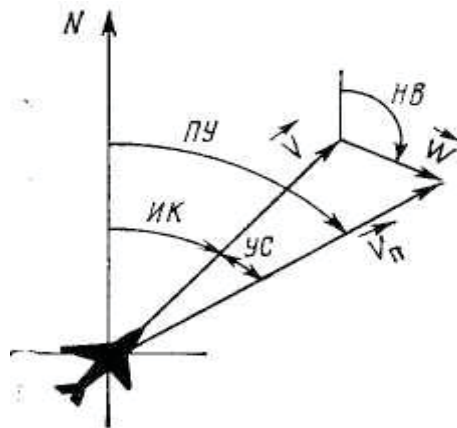


Рисунок 3.38. Навигационный треугольник скоростей

Доплеровский измеритель путевой скорости  $V_{п}$  и угла сноса  $УС$  основан на эффекте Доплера, который заключается в изменении частоты радиоволн при движении и, соответственно, длины волны излучения, воспринимаемое наблюдателем (приёмником), вследствие перемещении источника излучения и/или движения наблюдателя (приёмника). Движение  $ВС$  в условиях сноса представлено на рисунке 3.38.



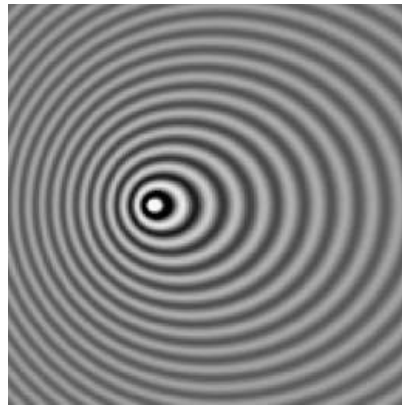


Рисунок 3.39. Изменение частот при движении источника радиоволн. Источник волн перемещается влево. Тогда слева частота волн становится выше (больше), а справа — ниже (меньше).

Работа ДИВ основана на использовании эффекта Доплера, Графически эффект Доплера для наглядности представлен на рисунке 3.39. Сущность эффекта Доплера заключается в том, что при облучении земной поверхности с движущегося ЛА частота принятых на нем отраженных от земли радиоволн  $f_1$  отличается от частоты радиоволн, излученных передатчиком  $f_2$ . Абсолютная величина разности этих частот называется доплеровской частотой

$$F_d = |f_2 - f_1|, \quad (3.3.)$$

где  $F_d$  - доплеровская частота,  $f_2$  - частота излученных колебаний,  $f_1$  - частота принятых колебаний.

Доплеровская система навигации относится к классу автономных систем, в которых необходимая навигационная информация получается с помощью только бортового оборудования воздушного судна, без применения каких-либо наземных средств.

Вертолетные доплеровские измерители от самолетных существенно отличаются в принципе построения, связанного прежде всего с различными назначениями и режимами полетов вертолетов и самолетов. Так, если самолетный доплеровский измеритель должен выдавать информацию о  $W$  и  $УС$  (или их составляющих) для осуществления навигации методом счисления пути, то вертолетный доплеровский измеритель, кроме того, для обеспечения перехода к режиму висения и фиксации этого режима должен выдавать информацию о поперечной, продольной и вертикальной составляющих вектора скорости. Следовательно, вертолетный измеритель должен дополнительно:

– определять знак доплеровского сдвига частоты, так как вертолет может лететь вперед, назад, влево, вправо, вверх, вниз;

– измерять доплеровский сдвиг частоты практически от нуля в режиме висения до максимального значения в режиме крейсерского полета.

Вертолетный измеритель ДИВ работает в режиме излучения непрерывных немодулированных колебаний (непрерывный режим) и ;должен дополнительно:

– определять знак доплеровского сдвига частоты, так как вертолет может лететь вперед, назад, влево, вправо, вверх, вниз;

– измерять доплеровский сдвиг частоты практически от нуля в режиме висения до максимального значения в режиме крейсерского полета.

В соответствии с назначением вертолетный доплеровский измеритель ДИВ-1 можно отнести на устройство, обеспечивающее:

– измерение малых скоростей в диапазонах перехода к режиму висения;

– измерение больших скоростей в диапазонах режима навигации;

– измерение малых и больших скоростей.

Доплеровский измеритель имеет трехлучевую приемно-передающую антенную систему. Ориентация лучей показана на рис. 3.40.

Первый луч ориентирован в продольной вертикальной плоскости и отклонен назад с вертикальным углом визирования  $B_1$ . На рис. 3.40 показан случай горизонтального положения вертолета. Второй луч отклонен в поперечной вертикальной плоскости влево с вертикальным углом визирования  $B_2$ . Третий луч направлен вертикально вниз.

Вектор полной скорости можно разложить на три составляющие в вертикальной и горизонтальной связанной системе координат (в скобках указано положительное направление): продольную  $W_{xг}$  (вперед); поперечную  $W_{zг}$  (вправо); вертикальную  $W_{уг}$  (вверх). При горизонтальном положении вертолета значения и знаки доплеровских сдвигов частоты определяются проекциями составляющих скоростей в вертикальной продольной и вертикальной поперечной плоскостях.

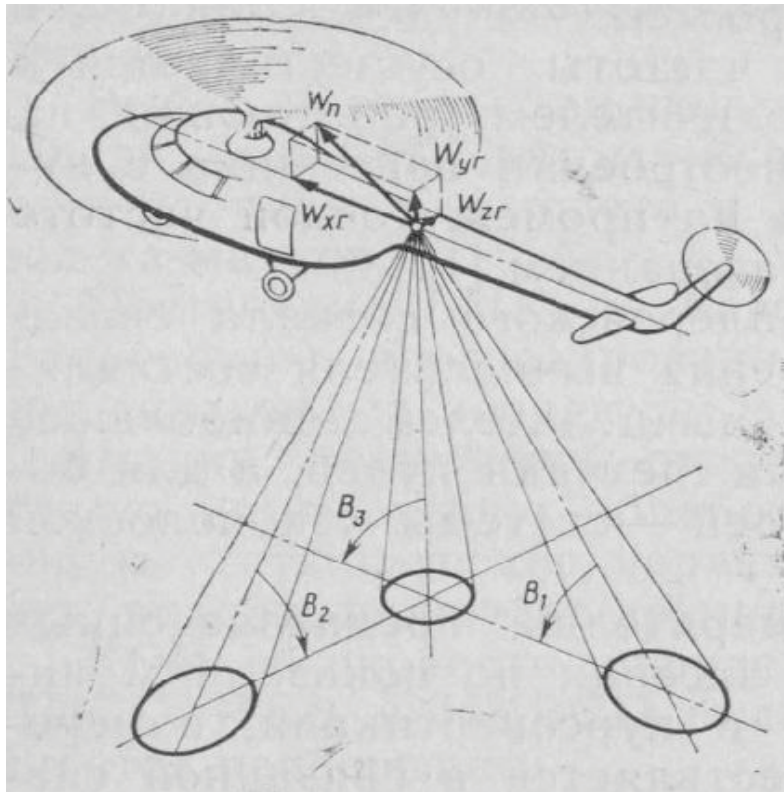


Рисунок 3.40. Ориентация лучей вертолетного измерителя путевой скорости и угла сноса

Средние частоты доплеровских спектров, приведенных на рис.3.40 соответственно равны следующим значениям:

$$F_{д.с1} = -\frac{2}{\lambda} W_{xГ} \cos B_1 - \frac{2}{\lambda} W_{xГ} \sin B_1 \quad (3.4.)$$

$$F_{д.с2} = -\frac{2}{\lambda} W_{zГ} \cos B_2 - \frac{2}{\lambda} W_{zГ} \sin B_2 \quad (3.5.)$$

$$F_{д.с3} = -\frac{2}{\lambda} W_{yГ} \cos B_3 - \frac{2}{\lambda} W_{yГ} \sin B_3 \quad (3.6.)$$

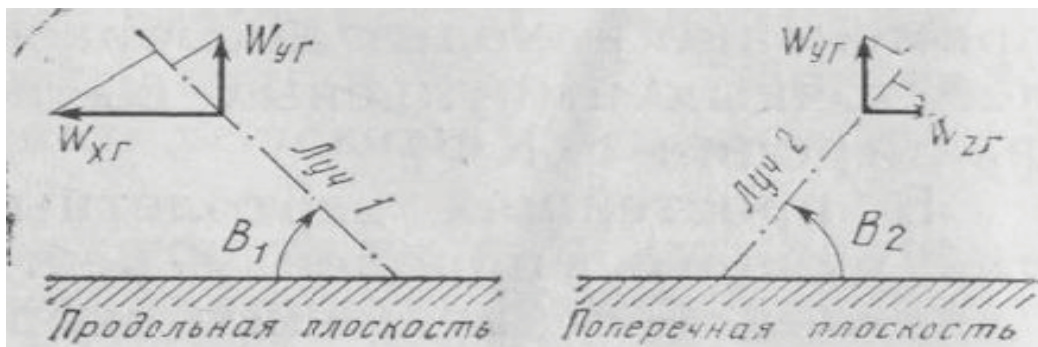


Рисунок 3.41. Ориентация лучей измерителя путевой скорости и угла сноса вертолета

Средние частоты доплеровских спектров соответственно равны (рис. 3.41):

$$F_{д.с1} = -\frac{2}{\lambda}W_{хг}\cos B_1 - \frac{2}{\lambda}W_{уг}\sin B_1 \quad (3.7.)$$

$$F_{д.с2} = -\frac{2}{\lambda}W_{зг}\cos B_2 - \frac{2}{\lambda}W_{уг}\sin B_2 \quad (3.8.)$$

$$F_{д.с3} = -\frac{2}{\lambda}W_{уг}\cos B_3 - \frac{2}{\lambda}W_{уг}\sin B_3 \quad (3.9.)$$

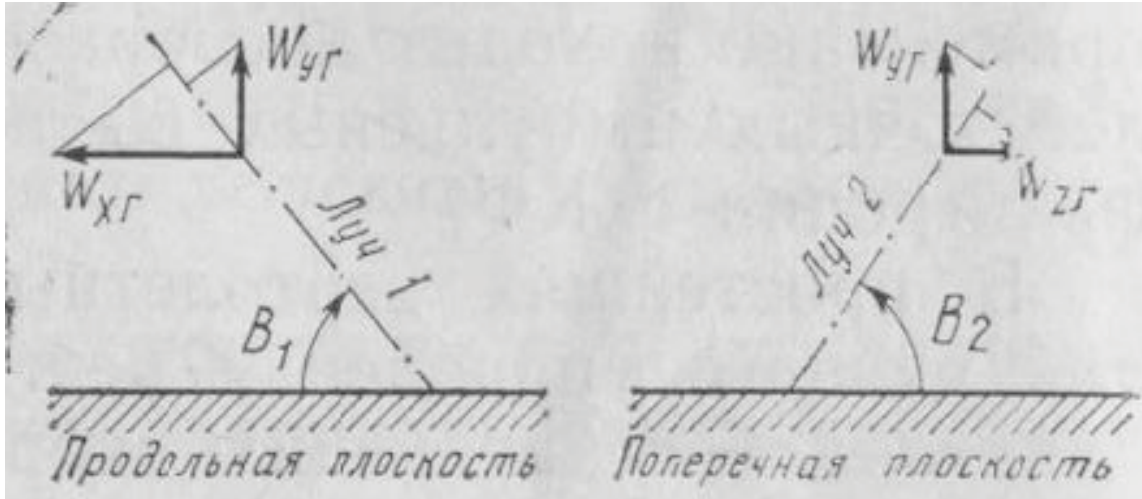


Рисунок 3.42. Проекция составляющих скорости на направления лучей

Знак минус в формулах показывает, что направления проекций скоростей и излучения противоположны. Доплеровский сдвиг частоты сигнала, принятого по первому лучу, зависит только от  $W_{хг}$  и  $W_{уг}$ , по второму лучу – только от  $W_{зг}$  и  $W_{уг}$ , а по третьему – только от  $W_{уг}$ . Подставив  $W_{хг}$ , найденное из последнего уравнения (3.9) в первые два, найдем  $W_{хг}$  и  $W_{зг}$ :

$$W_{хг} = (-F_{д.с1} + F_{д.с3}\sin B_1) \frac{\lambda}{2\cos B_1}, \quad (3.10.)$$

$$W_{зг} = (-F_{д.с2} + F_{д.с3}\sin B_2) \frac{\lambda}{2\cos B_2} \quad (3.11.)$$

Таким образом, для измерения и индикации составляющих  $W_{хг}$  и  $W_{зг}$  необходимо иметь информацию о доплеровском сдвиге частоты с учетом знаков по трем лучам отдельно, в вычислителе произвести вычисления в соответствии с математическими выражениями (3.10.) и (3.11.) и результат выдать на индикатор. В измерителе и вычислителе скорости и угла сноса погрешности от влияние крена и тангажа не учитываются и входят в погрешность результата измерения.

В соответствии с назначением вертолетные доплеровские измерители можно разделить на устройства, обеспечивающие:

- измерение малых скоростей в диапазонах перехода к режиму висения;
- измерение больших скоростей в диапазонах режима навигации;
- измерение малых и больших скоростей.

Доплеровский измеритель ДИВ1 имеет трехлучевую приемно-передающую антенную систему. Ориентация лучей показана на рис. 3.43.

Первый луч ориентирован в продольной вертикальной плоскости и отклонен назад с вертикальным углом визирования  $B_1$ . На рис. 3.42 показан случай горизонтального положения вертолета. Второй луч отклонен в поперечной вертикальной плоскости влево с вертикальным углом визирования  $B_2$ . Третий луч направлен вертикально вниз.

Аппаратура ДИВ-1. вырабатывает непрерывные немодулированные колебания (непрерывный режим); в комплекте с другим оборудованием (курсовая система, гировертикаль и т.д.) обеспечивает непрерывное автоматическое измерение и индикацию составляющих вектора путевой скорости и угла сноса вертолета (в режиме висения), путевой скорости и угла сноса (в режиме крейсерского полета) и выдачи данных для счисления и индикации координат места вертолета в обоих режимах.

Совместно с автопилотом, радиовысотомером и другими приборами позволяет производить вывод вертолета в точку с заданными координатами, обеспечить висение и посадку вертолета в отсутствие информации о направлении и силе ветра, произвести управление движением вертолета при отсутствии визуальной видимости.

В состав аппаратуры ДИВ-1 входят: высокочастотный блок, высокочастотный блок (блок ВЧ), установленный в нижней части хвостовой балки между шп. 17 и 19;

низкочастотный блок, установленный на левом борту в районе шп. 4а и 4.

Все блоки аппаратуры охвачены системой встроенного контроля (ВСК). бортовой пульт контроля (прибор ВПК) установлен на центральной приборной доске

вычислитель координат, индикатор малых скоростей и висения, индикатор путевой скорости и угла сноса, индикатор координат установленные на левой средней приборной доске кабины экипажа ВС.

ДИСС – 015 вертолета имеет два индикатора значений путевой скорости (рис. 4.19 и 4.20), которые переключаются автоматически, в зависимости от скоростных параметров движения вертолета.

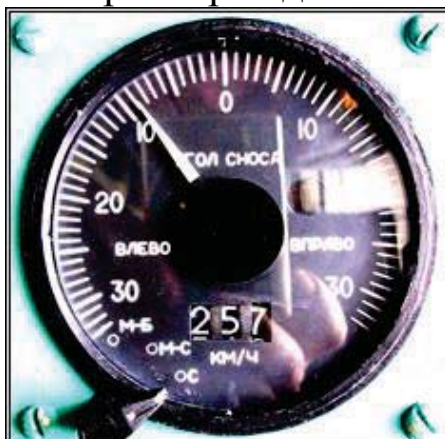


Рисунок 3.43. Указатель путевой скорости и угла сноса, находящийся на левой приборной доске

Указатель путевой скорости и угла сноса (рис.3.43) включается в работу и индицирует показания путевой скорости, если поступательная скорость в маршрутном полете становится более 50 км/ч, стрелочный его указатель, находящийся на левой приборной доске индицирует показания угла сноса. Учет характера подстилающей поверхности, над которой происходит полет производится переключателем “С-МС-МБ”, переключатель находится на приборе слева внизу. Положение, которого соответствует: “С” – полету над сушей, “МС” и “МБ” – полету на водной поверхности, имеющей разную степень волнения “МС” – спокойное (1...3 балла) и “МБ” – бурное (>4 баллов). На этом же индикаторе расположен справа внизу переключатель “К - Р”. Он осуществляет включение ДИСС в работу - положение “Р” или подключает схему контроля ВСК - положение “К”. Табло “П” сигнализирует переход ДИСС в режим “ПАМЯТЬ”, когда нарушается нормальный процесс измерения путевой скорости и угла сноса.



Рисунок 3.44. Индикатор малых скоростей и висения

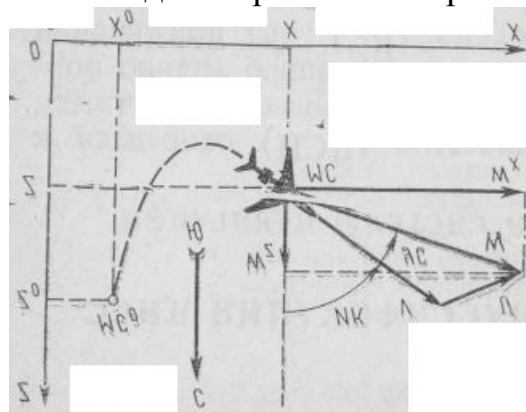


Рисунок 3.45. Счисление пути в плоской прямоугольной системе координат

На рисунке 3.45 показаны;  $V$  – вектор воздушной скорости;  $U$  – горизонтальная составляющая скорости ветра;  $W$  – вектор путевой скорости, т.е. скорости перемещения проекции центра масс ВС относительно поверхности Земли;  $\alpha$  – угол сноса – угол между  $W$  и  $V$ ;

$\text{ИК}$  – истинный курс самолета;  $X_0, Z_0$  – координаты места вертолета (МС) в момент начала отсчета текущего времени  $t$ ; –  $X, Z$  текущие координаты МС.

Для навигации методом счисления пути координаты  $X_0, Z_0$  должны быть известны и непрерывно (в интервале времени  $0, t$  должны измеряться составляющие  $W_x$  и  $W_z$  путевой скорости  $W$ . Если эти условия удовлетворяются, то текущие координаты  $X, Z$  определяются путем интегрирования составляющих  $W_x$  и  $W_z$  и во времени:

$$X = X_0 + \int_0^t W_x dt \quad Z = Z_0 + \int_0^t W_z dt \quad (3.12)$$

Собственно доплеровский измеритель ДИВ– 1 позволяет измерить абсолютное (скалярное) значение путевой скорости  $W$  и угла сноса ( $\alpha$ ), т.е. направление вектора  $W$  относительно продольной оси ВС. Вполне очевидно, что эти данные  $W_z$  и  $W_x$  определяют положение в системе координат  $Oxz$  и его составляющих.

На основании рис. 3.46

$$W_x = W \sin(ИК + УС), W_z = W \cos(ИК + УС) / . \quad (3.13)$$

Это означает, что для определения  $W_x$  и  $W_z$  необходимо измерять истинный курс ( $ИК$ ).

Для счисления пути с помощью ДИСС должны измеряться  $W$  и  $УС$  и с помощью курсовой системы ( $КС$ ) –  $ИК$ , а это значит, что доплеровская система навигации должна включать три функционально самостоятельные части (рис. 3.47): – собственно ДИСС, измеряющий  $W$  и  $УС$ ; – курсовую систему, измеряющую  $ИК$  (или ортодромический курс  $ОК$ ); – навигационный вычислитель ( $НВ$ ), реализующий алгоритмы (3.12) и (3.13).

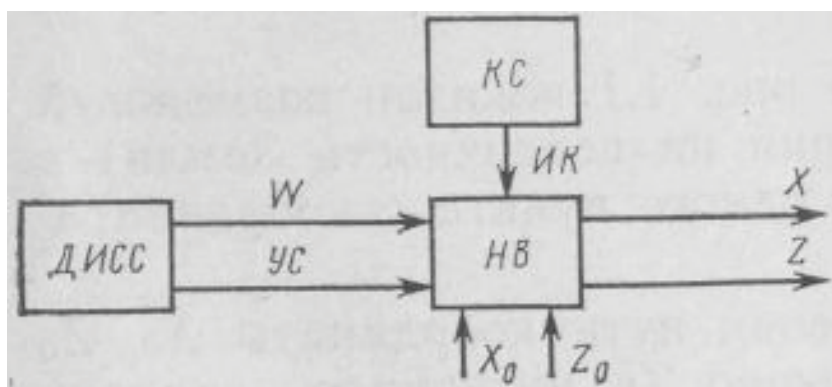


Рисунок 3.46. Структурная схема доплеровской системы навигации

Так как счисление пути в ДНС ведутся по формулам (3.13), то погрешности при определении  $W_x$  и  $W_z$  интегрируются по времени. Медленно меняющиеся погрешности, сохраняющие свой знак за время  $t$  неизменным, возрастают при этом прямо пропорционально  $t$ .

Поэтому автономные системы комплексируются с позиционными радионавигационными системами (угломерно-дальномерными, разностно-дальномерными), с помощью которых корректируются результаты измерений автономных систем. Сущность коррекции заключается в периодической замене счисленных координат координатами, определенными с помощью позиционной радионавигационной системы (РНС).

### 3.2.8. Доплеровский Измеритель Путьевой Скорости И Угла Сноса Вертолета Див-1

Доплеровский измеритель путьевой скорости и угла сноса (ДИВ-1) предназначен для непрерывного определения путьевой скорости и угла



сноса ЛА, а также выдачи этих данных в навигационный комплекс, в систему автоматического управления и на индикаторы.

Доплеровская частота зависит от радиальной скорости ЛА относительно Земли

$$FD = 2f_1 \frac{WR}{c} = \frac{2WR}{\lambda}, \dots \quad (3.14)$$

где  $W_R$  – радиальная скорость ЛА – скорость в направлении излучения радиоволны,  $\lambda$ – длина радиоволны передатчика.

Антенная система доплеровского измерителя формирует диаграмму направленности в виде узких лучей, отклоненных в сторону Земли на горизонтальный  $\Gamma$  и вертикальный  $B$  углы визирования в самолетной системе координат  $OX, Y, Z$ . Начало  $O$  этой прямоугольной системы совпадает с центром масс самолета, ось  $X$  направлена вперед по продольной оси самолета, а ось  $Z$  лежит в правой плоскости самолета (рис. 3.48). Здесь  $\Gamma$  – угол между продольной осью самолета и проекцией луча на плоскость  $ZOX$ ;  $B$  – угол между лучом и плоскостью  $ZOX$ ,  $\Gamma = \Gamma_0 - \gamma_c$  – угол между путевой скоростью и проекцией луча на горизонтальную плоскость.

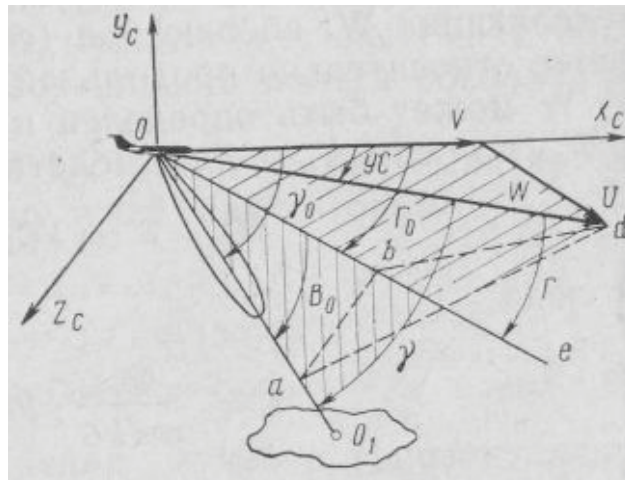


Рисунок 3.47. Ориентация диаграммы направленности в связанной самолетной системе координат

Радиальная скорость  $W_R$  представляет собой проекцию путевой скорости на направление излучения. Следовательно, доплеровская частота по направлению равна вектору путевой скорости.

Отсюда следует, что при постоянных углах доплеровская частота является функцией двух переменных: путевой скорости и угла сноса. Для определения двух неизвестных величин ( $W$  и  $\gamma_c$ ) нужно иметь как минимум два уравнения, что при неподвижных антеннах может быть достигнуто применением двух лучей, имеющих разные углы (хо-

тя бы один из них установочный), например,  $\Gamma_{01}$  и  $\Gamma_{02}$ . Тогда для двух лучей получим два значения доплеровской частоты и соответственно систему из уравнений с двумя неизвестными  $\theta$

$$F_{D1} = \frac{2W}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_{01} - \gamma C), F_{D2} = \frac{2W}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_{02} - \gamma C) \quad (3.15)$$

Уравнения (3.6) справедливы лишь для горизонтального полета при отсутствии вертикальной  $U_v$  составляющей вектора скорости. Для того, чтобы можно было использовать формулы 3.6. необходимо обеспечить следующие условия:

$$F_D = \frac{2W}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 - \gamma C) . \quad (3.16)$$

а) при произвольных условиях полета и уменьшить появляющиеся при этом погрешности, применяют для вертолетных ДИСС трех-лучевые антенные системы, где нужно определять не только путевую скорость  $W$ , но и вертикальную составляющую  $W_v$  полной скорости.

Измерение путевой скорости и угла сноса осуществляется сравнением доплеровских частот по парам лучей. При отсутствии сноса вектор путевой скорости совпадает с продольной осью ЛА, доплеровские частоты по обоим лучам одинаковы, и разность их равна нулю. При наличии сноса доплеровские частоты неодинаковы, так как вектор путевой скорости отклоняется от продольной оси ЛА на величину угла сноса.

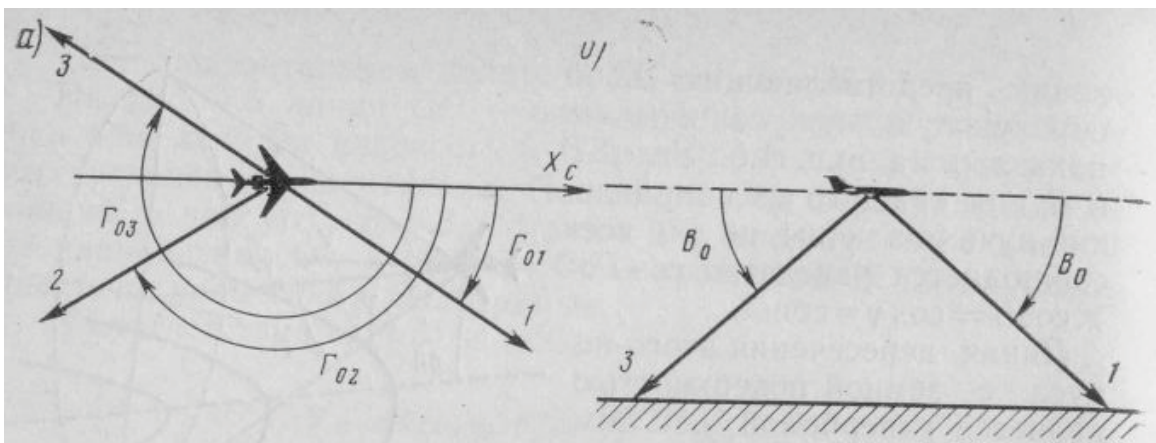


Рисунок 3.48. Трехлучевая антенная система

Трехлучевая антенная система схематически изображена на рис. 3.48 в двух плоскостях: горизонтальной а и вертикальной б, проходящей через лучи 1–3.

Как показана на рис. 3.48 и 3.5, в антенных системах применено симметричное расположение лучей, при котором

$$B_{01} = B_{02} = B_{03} = B_0; \Gamma_{01} = \Gamma_0; \Gamma_{02} = 180^\circ - \Gamma_0; \Gamma_{03} = 180^\circ + \Gamma_0; |\cos \Gamma_{02}| = |\cos \Gamma_{03}| = \cos \Gamma_0 \quad (3.17)$$

Для трехлучевой системы в горизонтальном полете доплеровские частоты в каждом из лучей (каналов) определяются следующими выражениями

$$\begin{aligned}
 F_{D1} &= \frac{2W}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 - \gamma C); \\
 F_{D2} &= \frac{2W}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 + \gamma C); \\
 F_{D3} &= \frac{2W}{\lambda} \cos B_0 \cos(\Gamma_0 - \gamma C), \\
 F_{D1} + F_{D2} &= \frac{4W}{\lambda} \cos B_0 \cos \Gamma_0 \cos \gamma C = \frac{4W}{\lambda} \cos B_0 \cos \Gamma_0, \\
 F_{D3} + F_{D4} &= \frac{4W}{\lambda} \sin B_0 \sin \Gamma_0 \sin \gamma C = \frac{4W}{\lambda} \cos B_0 \sin \Gamma_0. \quad (3.18)
 \end{aligned}$$

Отсюда находим алгоритмы вычислений навигационных параметров:

$$\begin{aligned}
 W_{xc} &= \frac{\lambda}{4} \frac{F_{D1} + F_{D2}}{\cos B_0 \cos \Gamma_0}, \quad W_{xc} = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{D3} - F_{D2}}{\cos B_0 \sin \Gamma_0}, \\
 \gamma C &= \arctg \frac{W_{xc}}{W_{xc}} = \arctg \left\| \frac{F_{D3} - F_{D2}}{F_{D1} + F_{D2}} \operatorname{ctg} \Gamma_0 \right\| \\
 W &= \frac{W_{xc}}{\cos \gamma C} = \frac{\lambda}{4} \frac{F_{D1} + F_{D2}}{\cos B_0 \sin \Gamma_0} \sec \gamma C. \quad (3.19)
 \end{aligned}$$

Необходимость применения как минимум трех лучей и трех частот рассмотрим на примере влияния тангажа  $\nu_c$ .

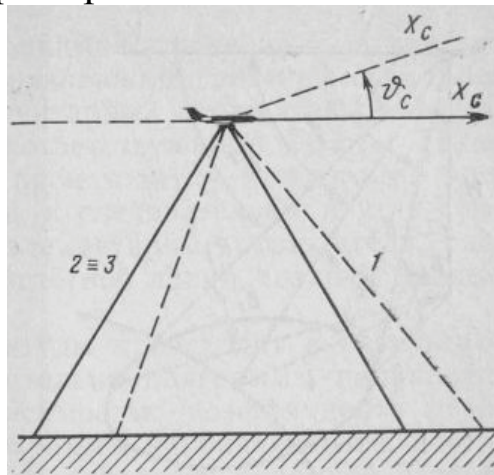


Рисунок 3.49. Изменение направления лучей, связанного с тангажом

На рис. 3.49 сплошными линиями показаны направления лучей при  $\nu_c = 0$ , а пунктиром – при  $\nu_c > 0$ . Тангаж приводит к уменьшению угла  $B_0$  в первом луче и увеличению угла  $B_0$  во втором и третьем лучах. Таким образом, сумма и разность частот в (3.9) изменяются значительно меньше, чем каждая из частот в отдельности. Обобщенная структурная схема ДИВ приведена на рис. 3.50. В комплект ДИСС

входят передатчик, приемник, приемная и передающая антенны с коммутационными устройствами, частотомер, вычислительное устройство, индикатор и пульт управления.

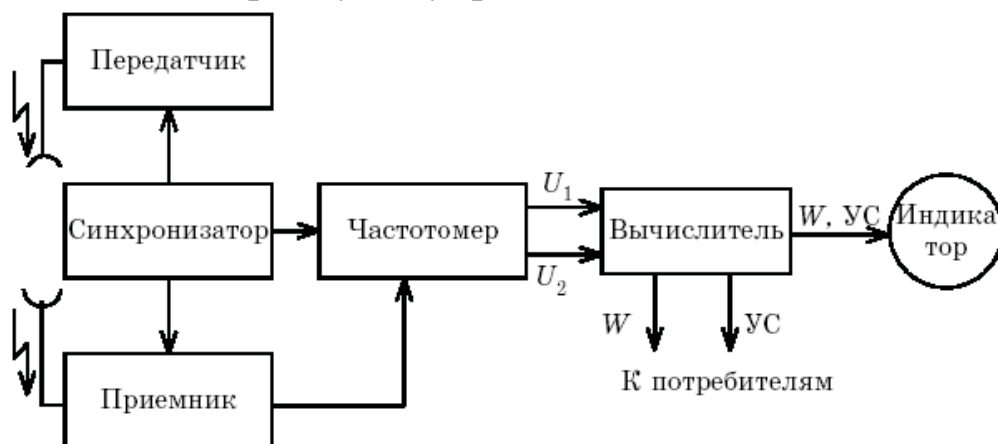


Рисунок 3.50. Структурная схема ДИБ-1

Высокочастотная энергия передатчика излучается направленно к поверхности Земли. Передающая и приемная антенны имеют остронаправленную (игольчатую) трех-лучевую диаграмму направленности. Излучение и прием энергии по парам лучей происходит поочередно. Очередность излучения и приема задается синхронизатором.

В приемнике в результате сложения частот прямого  $f_1$  и отраженного  $f_1 + F_d$  сигналов выделяется доплеровская частота каждой пары лучей. Выделенная и усиленная в приемнике доплеровская частота поступает в частотомер, который вырабатывает постоянные напряжения  $U_1$  и  $U_2$ , пропорциональные доплеровским частотам каждой пары лучей приемной антенны. После усиления оба напряжения выдаются в вычислитель, который предназначен для вычисления путевой скорости и угла сноса. Из вычислителя сигналы, пропорциональные путевой скорости и углу сноса, выдаются на индикатор и потребителям.

Для учета характера отражающей поверхности при полете над морем в вычислитель вводится поправка с помощью переключателя «Суша–Море» на пульте управления.

В ДИСС предусмотрены следующие режимы работы: «Работа», «Контроль», «Память». Включение необходимого режима осуществляется переключателем режимов работы.

Режим «Работа» предназначен для автоматического непрерывного измерения путевой скорости и угла сноса, выдачи их значений на индикатор и потребителям.

Режим «Контроль» предназначен для проверки исправности измерителя с помощью схемы встроенного контроля. При этом к схеме из-

мерения доплеровских частот подключаются специальные генераторы контрольных частот, имитирующие доплеровские частоты. Сигналы генераторов контрольных частот подаются в частотомер вместо доплеровских частот, и на индикаторе отрабатываются контрольные значения путевой скорости и угла сноса.

Включение режима «Память» производится с пульта управления с выключением излучения или автоматически при отсутствии или низком уровне отраженных сигналов на входе приемника (например, при полете над спокойным морем), при неисправности приемного или передающего трактов и при углах крена или тангажа более  $10 \pm 2^\circ$ . При этом индицируются на индикаторе и выдаются потребителям запомненные на момент включения режима «Память» значения путевой скорости и угла сноса.

4.3.2. Используются различные режимы работы ДИСС, различающиеся видом модуляции излучаемых колебаний:

- непрерывные немодулированные колебания (непрерывный режим);
- непрерывные частотно-модулированные колебания (режим частотной модуляции – ЧМ);
- непрерывно-импульсные колебания со скважностью два (непрерывно-импульсный режим);
- импульсные колебания со скважностью более двух (импульсный режим).

По способу выделения доплеровского спектра ДИСС подразделяются на когерентные и автокогерентные. В когерентных ДИСС отраженный сигнал сравнивают по частоте с сигналом передатчика. В результате их взаимодействия выделяется доплеровский сдвиг. В автокогерентных ДИСС для выделения доплеровского спектра взаимодействуют между собой сигналы, отраженные от двух различных участков поверхности (сигналы, полученные и принятые по двум различным лучам).

Первые три из названных режимов работы являются когерентными, импульсный режим – автокогерентным. На воздушных судах гражданской авиации применяют только когерентные ДИСС, с непрерывным режимом генерации и излучения, либо без модуляции, либо с частотой модуляцией.

ДИВ имеет систему встроенного контроля, которая позволяет проверить работоспособность по показаниям правильной отработки контрольных задач. Управление системой встроенного контроля осу-

ществляется с бортового пульта контроля (БПК) рис.3. 53 и от штатных органов управление вертолета.



Рис.3.51. Бортовой пульт контроля.



Рис. 3.52. Индикатор координат

Построение доплеровских измерителей в значительной степени определяется выбранным режимом излучения. В ДИВ-1 применяется система непрерывного излучения без модуляции.



Рисунок 3.53. Структурная схема ДИВ-1

Неподвижная антенная системы ДИВ-1 непрерывно излучает 3 лепестка, принимает отраженные сигналы и преобразует их в низкую частоту. Основным достоинством системы непрерывного излучения без модуляции является сосредоточенность спектра отраженного сиг-

нала в одной полосе частот, что обеспечивает наиболее полное использование энергии сигнала и простоту построения передатчика, приемника и индикатора.

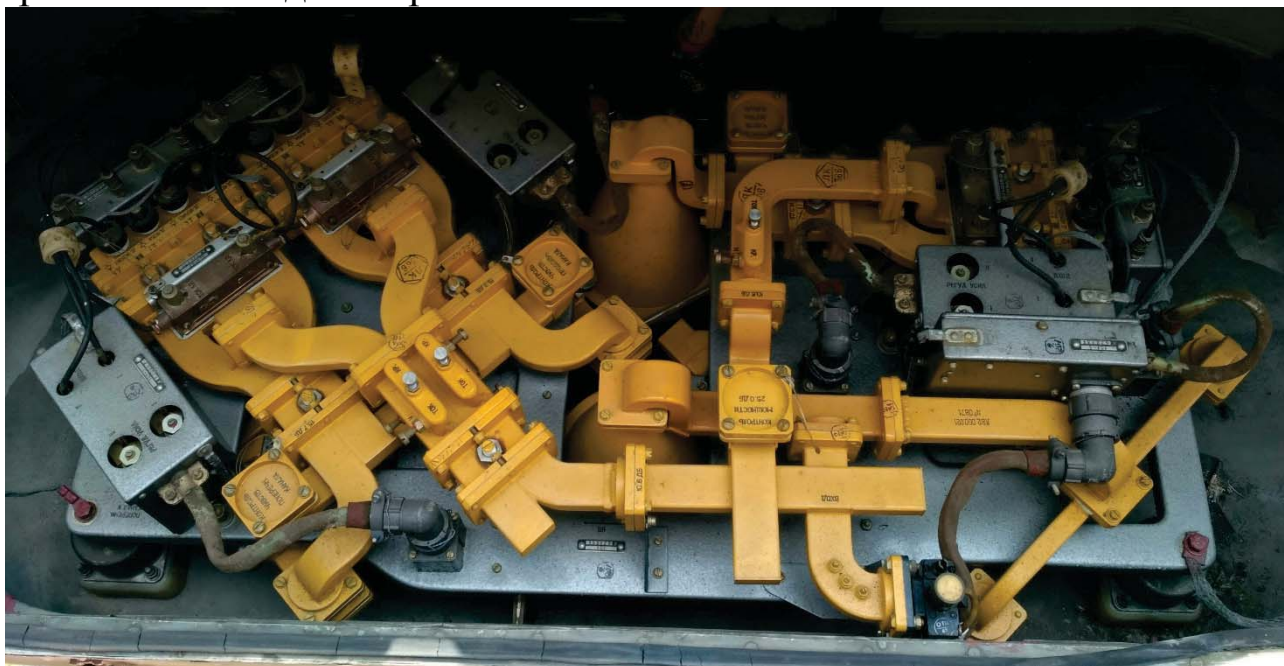


Рисунок 3.54. Рис. в/ч блок ДИБ-1 с антенной системой

Генератор высокой частоты (ГВЧ) клистронного или полупроводникового типа генерирует колебания с частотой 9370 МГц необходимой мощности, поступающие через делитель мощности на три излучателя передающей антенны, которые формирует три луча, направленных под заданными углами  $0^\circ$  вниз и в стороны относительно оси антенной системы, совпадающей с осью вертолета.



Рисунок 3.55. Индикатор ДИБ-1

Отраженные сигналы со средними частотами, принятые по каждому из трех лучей приемной антенны, поступают на три идентичных приемо-измерительных канала. На вход каждого канала проникают также колебания от ГВЧ на частоте излученного сигнала, которые выполняют функции опорных сигналов в балансных смесителях на входе каждого канала. На выходах балансных смесителей выделяются низкочастотные колебания доплеровского спектра, которые после усиления УНЧ в каждом канале поступают на измеритель частоты. Ширина полосы УНЧ выбирается исходя из возможного диапазона доплеровских частот. При таком преобразовании частоты теряется знак доплеровского смещения, что существенно для вертолетных ДИСС.

Измеритель частоты в каждом канале измеряет среднюю частоту доплеровского спектра, а вычислительное устройство определяет путевую скорость  $W$  и угол сноса, которые затем регистрируются индикатором, а также применяются для определения координат вертолета методом счисления пути (интегрированием скорости).

Для измерения средней доплеровской частоты можно использовать счетчик числа пересечений нулевого уровня напряжением НЧ (счетчик числа «нулей»), автокоррелятор, измеряющий время корреляции, обратно пропорциональное средней частоте, или частотный дискриминатор. Во всех трех случаях получают почти одинаковые погрешности. Практически легче осуществить счетчик «нулей», а точнее, счетчик числа импульсов, сформированных схемой ограничения и дифференцирования, в точках пересечения нулевого уровня напряжением на выходе УНЧ.

Более высокую чувствительность имеет ДИСС с двойным преобразованием частоты, в котором основное усиление осуществляется на промежуточной частоте после первого преобразования частоты смешением принятого сигнала с колебаниями гетеродина, причем постоянство сигнала поддерживается с помощью АПЧ гетеродина.

Важно также формирование колебаний с частотой с помощью генератора опорной частоты (ГОЧ) и балансного модулятора, в котором колебания ГВЧ и ГОЧ смешиваются и после фильтрации верхней боковой частоты подаются на балансный смеситель.



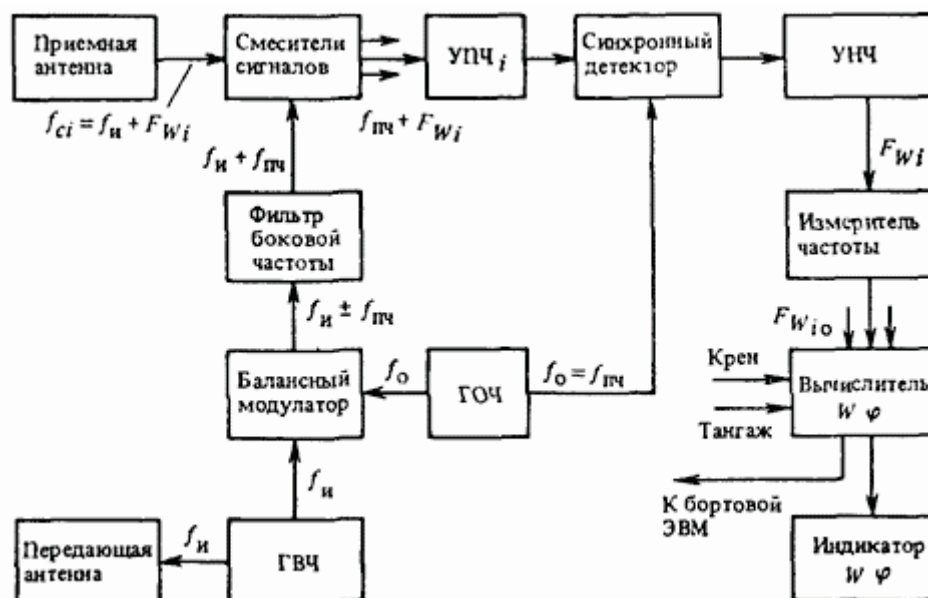


рисунок 3.56. Структурная схема ДИСС с двойным преобразованием частоты и балансным смесителем

На выходе УПЧ в такой схеме (рис. 3.56.) включен синхронный детектор, обеспечивающий лучшее отношение сигнал/шум при выделении доплеровских частот. В остальном рассматриваемая схема ДИСС аналогична предыдущей.

В вертолетных ДИСС необходимо определять знак доплеровского приращения частоты, теряемый в предыдущих схемах. Для этого в приемниках таких ДИСС вместо синхронного детектора применяется квадратурный смеситель, содержащий два синхронных детектора, на которые подается сигнал на высокой или промежуточной частоте с сохранением знака доплеровского смещения и опорные напряжения той же частоты, но со сдвигом.

$$u_c(t) = U_c \cos 2\pi(f_0 \pm F_w)t \quad (3.20)$$

На выходах такого смесителя выделяются колебания с частотой, фаза которых соответствует положительному, или отрицательному знаку. Информацию о знаке получают с помощью простой импульсной схемы, на которую подаются напряжения с выходов квадратурного смесителя.

Недостатком ДИСС с непрерывным излучением является трудность устранения просачивающегося на вход приемника сигнала передатчика. Этот сигнал обычно модулирован по амплитуде и фазе шумовым напряжением. Он может во много раз превышать принимаемые сигналы, что ведет к снижению чувствительности приемника.

Для уменьшения влияния просочившихся сигналов в ДИСС используется частотная или импульсная модуляция излучаемых колеба-

ний. Проще всего осуществить развязку приемного и передающего каналов для импульсного режима излучения, при котором на время излучения импульса приемник запирается. Однако при этом появляются «слепые высоты», т. е. ДИСС оказывается неработоспособным на высотах, на которых время задержки отраженных сигналов кратно периоду повторения импульсов:

$$\tau_3 = \frac{2H_{сл}}{c} \sin \beta = nT_{п} + \tau_{н} \quad (3.21)$$

Обычно условие (3.21) справедливо лишь для малых высот, где отраженный сигнал обеспечивает большое отношение сигнал/помеха, что и используется в непрерывно-импульсных ДИСС при работе на малых высотах без блокирования приемного канала.

Однако наибольшее практическое применение находят импульсные ДИСС, работающие в автокогерентном режиме, при котором поочередно взаимодействуют доплеровские спектры противоположно направленных лучей (первого и третьего, второго и четвертого). Передающее устройство таких ДИСС (рис. 3.10) генерирует высокочастотные импульсы длительностью с частотой повторения.

Высокочастотный коммутатор с частотой коммутации (несколько герц) поочередно подключает к передатчику соответствующие пары антенн. На время излучения приемник запирается переключателем прием-передача, управляемым импульсами от модулятора.

Отраженные сигналы соответствующих пар лучей через коммутатор лучей и переключатель прием-передача поступают на смеситель сигнала, затем усиливаются на промежуточной частоте и детектируются. На выходе детектора поочередно выделяется спектр разностных частот или в соответствии с (3.11) и (3.12). Этот спектр и используется дальше для определения путевой скорости  $W$  и угла сноса.

Такой метод выделения доплеровской информации в виде разностной частоты двух одновременно приходящих отраженных сигналов не требует опорного сигнала, поэтому и получил название авто когерентного приема или приема с внешней когерентностью. Сигнал, пропорциональный разности частот, позволяет управлять поворотом антенны в горизонтальной плоскости. При этом продольная ось антенны совмещается с вектором  $W$ , угол между осью антенны и осью самолета равен 0. Этот угол с помощью датчика передается на индикатор 36.

К сожалению, крен самолета ведет к неодновременному приходу сигналов пар лучей, что нарушает работу ДИСС. Поэтому в автокогерентных ДИСС осуществляют стабилизацию антенны в горизонтальной плоскости. Однако при этом не устраняются нарушения работы

ДИСС в условиях сильно пересеченной местности, когда задержки сигналов противоположных лучей настолько отличаются, что отраженные сигналы не перекрываются и разностные биения не образуются. На практике такие условия создаются сравнительно редко.

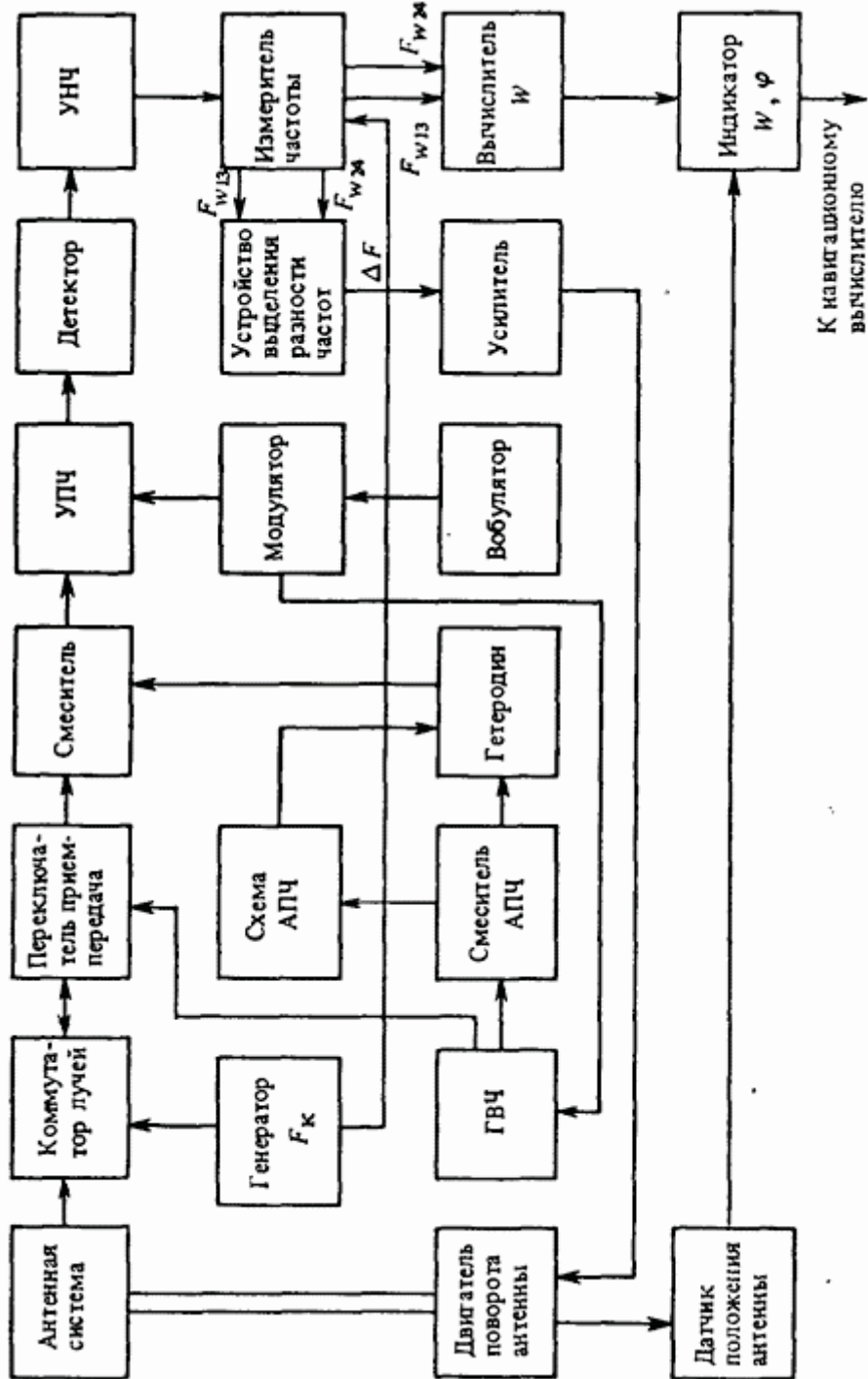


Рисунок 3.57. Структурная схема ДИСС с автокогерентным приемом отраженного сигнала

Следует отметить, что в ДИСС с автокогерентным приемом могут использоваться генераторы с невысокой стабильностью частоты, поскольку при приеме взаимодействуют одновременно приходящие от-

раженные сигналы, на которых частотные и фазовые нестабильности передатчика сказываются в равной степени и при вычитании спектров компенсируются.

Широкое применение находят ДИСС с ЧМ, поскольку частотная модуляция, сохраняя преимущества режима непрерывного излучения, позволяет радикально снизить влияние шумовой составляющей просачивающегося на вход приемника излучаемого сигнала, так как благодаря ЧМ спектр отраженного сигнала сдвигается пропорционально его задержке. При этом, так же как и в импульсных ДИСС, возможна работа с одной антенной для передачи и приема с разделением каналов с помощью невзаимных ферритовых устройств.

В ДИСС с ЧМ выбором соответствующей гармоники частоты модуляции принимаемого сигнала можно обеспечить необходимое подавление просочившегося сигнала передатчика. Выделение требуемой гармоники 37 обеспечивается настройкой фильтров УПЧ на частоту 38. В остальном схема ДИСС с ЧМ принципиально не отличается от схемы ДИСС без модуляции несущей.

Применение ЧМ позволяет с помощью ДИСС измерять не только составляющие скорости, но и наклонные дальности до подстилающей поверхности по каждому из трех лучей антенны, на основании которых можно вычислить высоту полета ЛА, а также углы крена и тангажа.

Для определения расстояний в таких ДИСС измеряется фазовый сдвиг принимаемого сигнала, пропорциональный временной задержке сигнала, непосредственно связанной с расстоянием. На рис. 3.59 показана упрощенная структурная схема такого комбинированного измерителя. Излучение и прием осуществляются в измерителе трехлучевыми антеннами, причем обработка отраженных сигналов производится одновременно в трех одинаковых каналах приемника. Генератор высокой частоты (ГВЧ) модулируется по частоте по гармоническому закону с частотой модуляции. При девиации частоты и средней частоте генератора напряжение излучаемого сигнала можно записать в виде

$$U_{\text{и}}(t) = U_0 \cos \left[ 2\pi f_0 t + \left( \frac{\Delta f}{F_M} \right) \cos 2\pi F_M t \right] \quad (3.22)$$

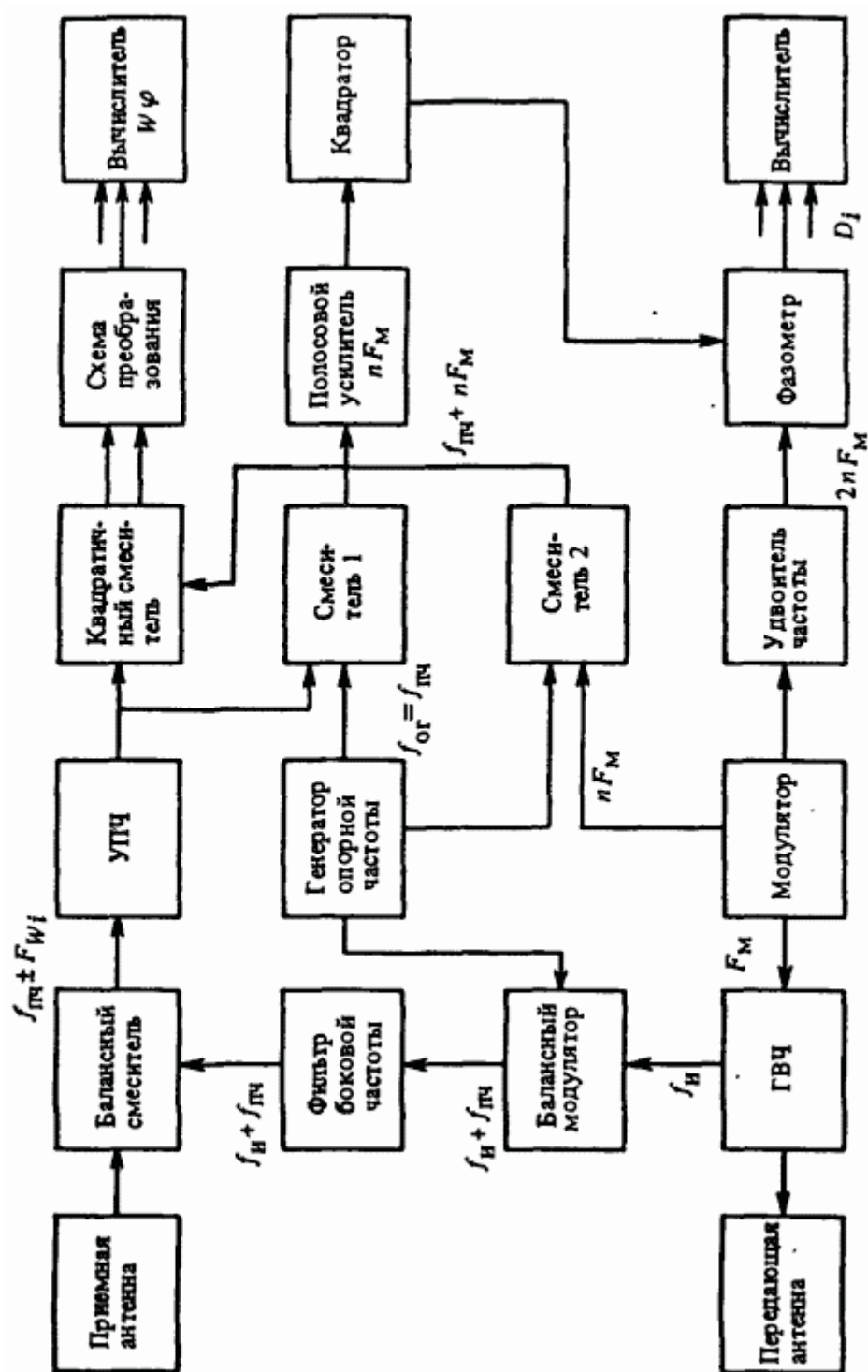


Рисунок 3.58. Структурная схема ДИСС с частотной модуляцией

Отраженные сигналы в каждом канале поступают на балансный смеситель, гетеродинный сигнал которого, формируется путем выделения верхней боковой частоты на выходе балансного модулятора, осуществляющего смешение сигналов ГВЧ и генератора опорной частоты.

На выходе смесителя УПЧ выделяет из сложного спектра преобразованного сигнала составляющую соответствующую гармонике частоты модуляции, имеющей доплеровское смещение частоты.

С выхода УПЧ сигнал поступает на квадратурный смеситель, который при смешении с опорным напряжением частоты, формируемым вторым смесителем, выделяет доплеровское смещение с сохранением знака, определяемого схемой преобразования. Доплеровские смещения всех трех каналов используются для вычисления значений  $W$  и  $УС$ .

В канале измерения дальности сигнал на частоте выделяется первым смесителем и полосовым УПЧ, на выходе которого напряжение подвергается квадратичному преобразованию. В результате преобразования получается напряжение, которое содержит составляющую на частоте с фазой, не зависящей от доплеровских флуктуаций и пропорциональной дальности  $D$  до отражающей поверхности по лучу. Измерив фазометром фазовый сдвиг на частоте, можно найти в каждом из трех каналов, а затем с помощью вычислителя рассчитать высоту  $H$  и углы крена и тангажа ЛА. Такой комбинированный измеритель очень удобен для вертолетов и космических аппаратов с мягкой посадкой.

Порядок проверки ДИСС.

Для проверки работоспособности ДИСС необходимо:

- на пульте контроля (рис. 3.58) установить переключатель в положение “Память”;
- на указатели угла сноса и путевой скорости (рис.3.58) переключатели “С - М” и “К - Р” в положение “С” и “Р” соответственно;
- включить питание ДИСС от бортовой электросети;
- на пульте контроля должна загореться табла “КОТР”, “М” и “В” на индикаторе путевой скорости и угла сноса – табла “П”;
- проверить работу аппаратуры в режиме решения контрольных задач путем последовательной установки переключателя на пульте контроля в положение 1,2 и 3.

При этом показания индикатора малых скоростей и висения не должны отличаться от контрольных значений пульта контроля более чем на  $\pm 2,5$  км/ч и  $\pm 0,5$  м/с, а индикатора путевой скорости и угла сноса должны быть  $136 \pm 3,5$  км/ч и  $0 \pm 1^\circ$  соответственно.

- установить контрольную задачу 3 переключатель “С - М” в положение “М”. Значение путевой скорости должно увеличиться на 3 км/ч. Переключатель “С - М” оставить в положении, соответствующем условиям предполагаемого полета.

Проверить работоспособность индикатора координат (рис.3.49) для чего необходимо: - обнулить на нем показание счетчиков “Путь”, “Боковое отклонение”, “Угол карты” нажатием соответствующих клавиш управления;

- на пульте контроля установить контрольную задачу 3. – скорость 136 км/ч; угол сноса - 0°.

После ее отработки ( $136 \pm 3,5$  км/ч и  $0 \pm 10$ ) нажать клавишу “ВКЛ” на индикаторе координат.

При исправной работе аппаратуры счетчик “Путь” должен отработать через 5 мин. значение 11,3 км “Вперед”.

- проверить отработку вычислителем контрольной задачи, задаваемой С индикатора путевой скорости и угла сноса (рис.3.46), путем установки переключателя “К - Р” в положение “К”. При правильной работе показания должны быть  $306 \pm 3,5$  км/ч, а угол сноса  $15 \pm 1^\circ$ ;

- проверить переход аппаратуры в режим “Память”, поставив переключатель на пульте контроля в положение “Память”. При этом показания путевой скорости должны измениться не более чем на  $\pm 9$  км/ч, а угла сноса – не более чем на  $\pm 3^\circ$ . Одновременно на индикаторе должно загореться табло “П”.

После указанных проверок переключателя “К - Р” на индикаторе путевой скорости и угла сноса и переключатель контрольных задач пульта контроля установить в положение “Работа”.

В полете при загорании индикатора “М” - отказ магнетрона или “В” - отказ вычислителя на пульте контроля пользоваться ДИСС - 015 нельзя.

### **3.2.9. Метеорологический радиолокатор 8А-813**

Метеорадиолокатор 8А-813 представляет собой импульсный радиолокатор со сканирующей в азимутальной плоскости антенной и индикатор «азимут - дальность» и позволяет произвести обнаружение и определение:

- конвективных метеообразований (грозы, мощной кучевой облачности) с возможностью определения степени их опасности для полета вертолета; - характерных наземных ориентиров (крупных городов, береговой черты крупных водоемов, выделение на водной поверхности крупных судов); - обеспечивает - бестубусную индикацию изображений на экране индикатора; - контроль работоспособности локатора и определение неисправности с точностью до блока.

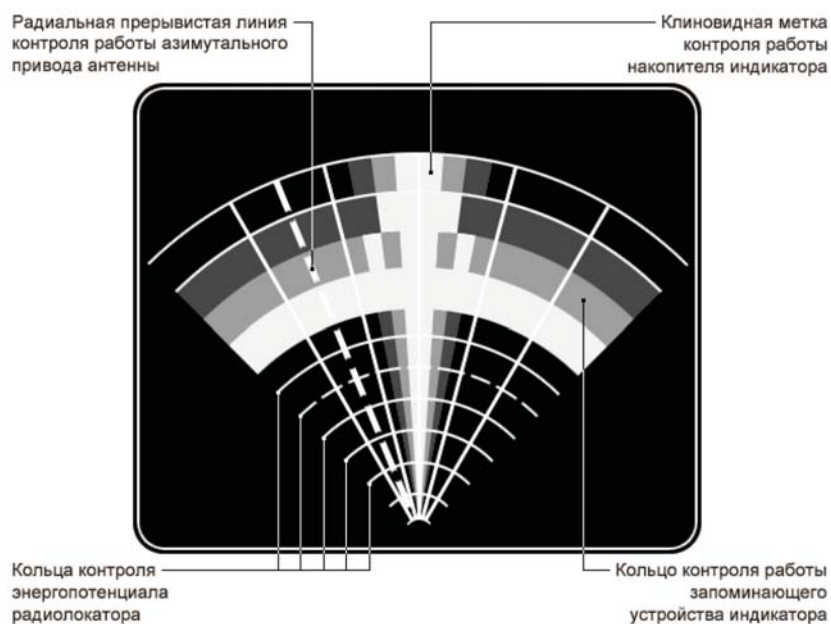


Рисунок 3.59. Отображение радиолокационной информации на экране МРЛ

Тип развертки индикатора МРЛ - радиально-секторная в секторе  $90^\circ$  в полярных координатах «азимут - дальность».

В состав комплекта метеолокатора входят следующие блоки: антенна, приемопередатчик, индикатор, волноводный тракт, представленные на рисунке 4.19.

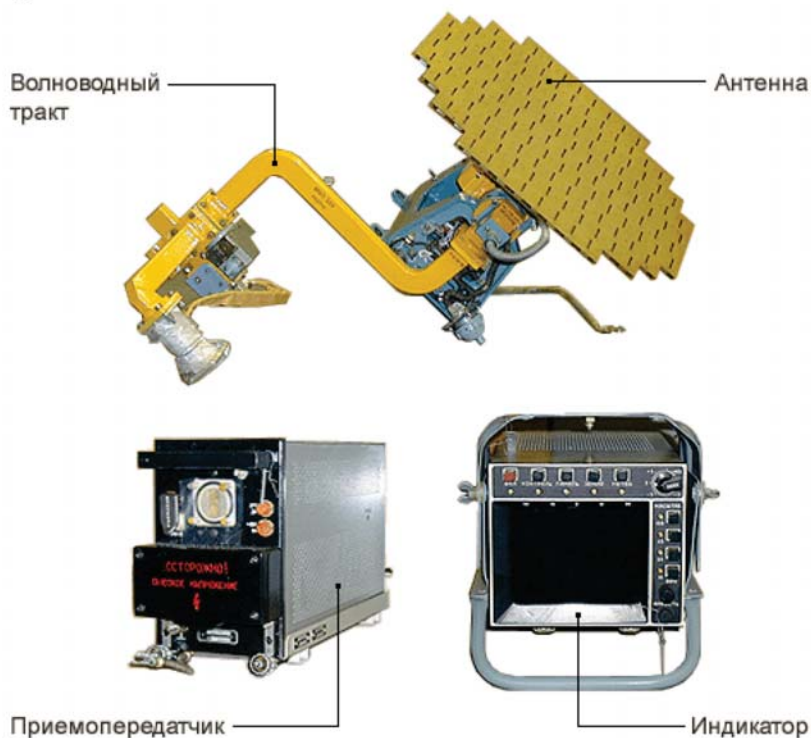


Рисунок 3.60. Комплектность МРЛ



Индикатор установлен в кабине летчиков, а антенна, приемопередатчик и волноводный тракт находятся под обтекателем в нижней передней части фонаря кабины летчиков.

Включение метеорадиолокатора, подготовка его к полету, а также контроль и работа с ним в полете осуществляется с рабочих мест летчиков органами управления, расположенными на передней панели пульта управления индикатора.

Метеорадиолокатор работает по принципу излучения высокочастотных зондирующих импульсных сигналов, приема и усиления отраженных сигналов, их обработки и отображения полученной информации о радиоконтрастных объектах на экране телевизионной трубки индикатора. Антенна радиолокатора излучает высокочастотные импульсы через волноводно-щелевую решетку и принимает отраженные сигналы.

Основными режимами работы локатора являются режимы: «Метео», «Контур», «Земля». В этих режимах производится излучение СВЧ-энергии. Режимы «Память» и «Контроль» являются вспомогательными и включаются совместно с основными режимами работы, причем сначала включается основной режим работы.

Направление излучения и приема определяется положением решетки антенны, которая при помощи шагового электродвигателя азимута сканирует в пределах  $\pm 45^\circ$  и при помощи электродвигателя наклона может изменять положение по наклону в пределах  $\pm 15^\circ$  относительно строительной оси фюзеляжа вертолета.

Таблица 3.15. Технические данные 8А-813

Максимальная дальность наблюдения: грозовых зон судов водоизмещением более 4000 т береговой черты крупных водоемов	100км 50км 70км
Импульсная мощность на выходе волноводного тракта	2,8кВт
Количество калиброванных меток дальности на экране индикатора	4
Интервал между калиброванными метками дальности на масштабе: 10км 20км 40км 100км	2,5км 5км 10км 25км
Количество калиброванных меток азимута на экране индикатора	5
Напряжение питания: - постоянного тока - переменного тока	27В 115В 400Гц

После включения аппарата автоматически устанавливается в режим «Метео - Контроль». Совмещенные режимы «Метео - Контроль» и «Контур - Контроль» служат для проверки работоспособности аппаратуры. Проверка производится путем сравнения контрольного изображения на экране индикатора с эталонным.

Режим «Метео» обеспечивает получение на экране индикатора в полярных координатах «азимут-дальность» радиолокационного изображения воздушного пространства. Для определения степени опасности гидрометеообъектов, обнаруженных в режиме «Метео», используются три градации яркости изображения. Увеличение яркости изображения гидрометеообъекта соответствует повышению степени опасности для полета.

Режим «Контур» позволяет выделить на экране индикатора опасную зону гидрометеообъекта. Выделение осуществляется миганием изображения третьей градации яркости с частотой 1Гц.

Режим «Память» позволяет с помощью запоминающего устройства одновременно отобразить на экране индикатора информацию за несколько периодов обзора. В этом режиме изображения предыдущих периодов обзора постепенно переводится в меньшую градацию яркости до достижения ими первой градации с наложением нового изобраа-

жения с наибольшей яркостью. Полного стирания прежних изображений в этом режиме не производится, что позволяет определить направление смещения обнаруженных объектов относительно вертолета.

Режим «Земля» позволяет производить обзор земной поверхности с целью ориентировки по характерным объектам.



Рисунок 3.61. Индикатор радиолокатора

Органы управления метеорадиолокатором:

- кнопка «ВКЛ» - для включения и выключения аппаратуры;
- кнопка «КОНТРОЛЬ» - для включения режима «Контроль»;
- кнопка «ПАМЯТЬ» - для включения режима «Память»;
- кнопки «ЗЕМЛЯ» и «МЕТЕО» - для включения основных режимов работы. Режим «КОНТУР» включается повторным нажатием кнопки «МЕТЕО»;
- ручка «НАКЛОН» - для управления наклоном антенны;
- четыре кнопки «МАСШТАБ» - для переключения масштабов изображения;
- регулятор «РУУ» - для ручной регулировки усиления приемника и выделения характерных ориентиров в режиме «Земля»;
- регулятор «ЯРКОСТЬ» - для регулировки яркости изображения.

### 3.2.10. Аварийное радиооборудование вертолета

Автоматический стационарный аварийный радиомаяк АРМ 406 АF-Н разработан специально для установки на вертолетах.

Дистанционная панель управления ПДУ 406, находящаяся в кабине, предусматривает ручную настройку и автоматический контроль функциональных параметров.

Устройство звуковой сигнализации оповещает об активизации системы.

Автономная батарея

Благодаря технологии LiMnO<sub>2</sub> батареи заменяются только по истечению 6 лет работы (по сравнению с предшествующими системами Аварийных Радиомаяков, требующих ежегодной или 2-х годичной замены).

Руководство PSERPE-IESM рекомендует проводить проверку оборудования системы АРМ 406 АF-Н один раз в два года.



Рисунок 3.62. Внешний вид радиомаяка АРМ 406 АF-Н

На корпусе радиомаяка расположены:

- двухпозиционный переключатель OFF-ON (ВЫКЛ-ВКЛ)
- сигнальная лампа

Переключатель OFF-ON (ВЫКЛ-ВКЛ) и сигнальная лампа предназначены для включения режима ввода кодируемого цифрового сообщения и его сигнализации.

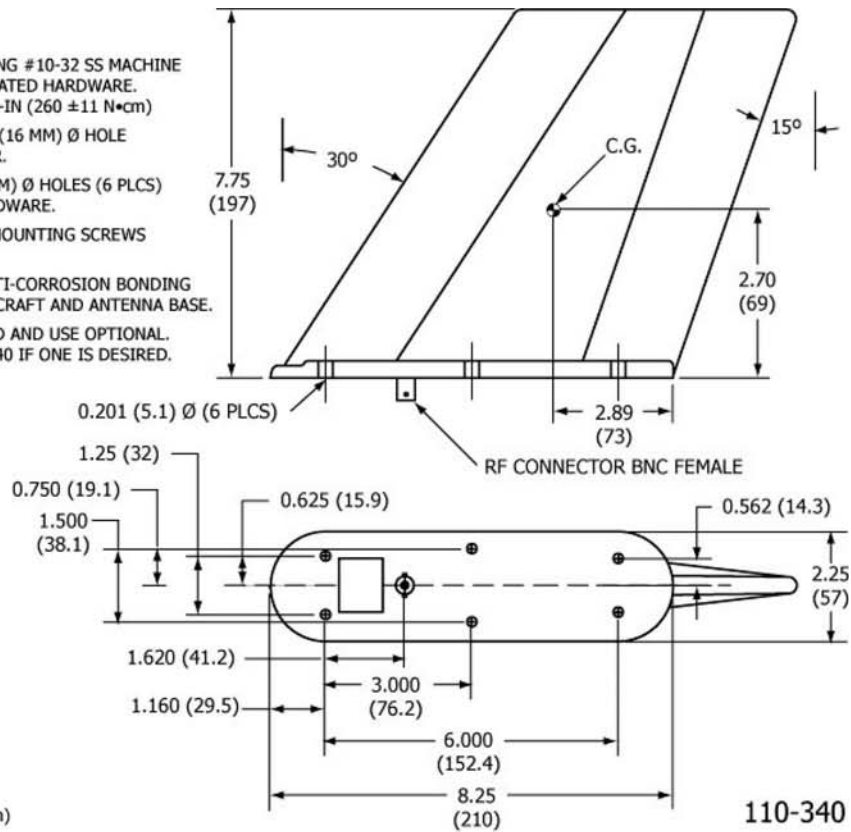
Радиомаяк соединен высокочастотным кабелем с антенной 110-338 или антенной 110-343, или антенной 110-340 или антенной 110-341.

приведенных на рисунке 3.63



**INSTALLATION NOTES:**

1. MOUNT ANTENNA USING #10-32 SS MACHINE SCREWS AND ASSOCIATED HARDWARE. TORQUE TO 23 ±1 LB-IN (260 ±11 N•cm)
2. PROVIDE 0.625 (5/8") (16 MM) Ø HOLE FOR BNC CONNECTOR.
3. PROVIDE 0.213 (5.4 MM) Ø HOLES (6 PLCS) FOR ATTACHING HARDWARE.
4. BONDING THROUGH MOUNTING SCREWS NOT REQUIRED.
5. APPLY A LAYER OF ANTI-CORROSION BONDING GREASE BETWEEN AIRCRAFT AND ANTENNA BASE.
6. GASKET NOT SUPPLIED AND USE OPTIONAL. REQUEST P/N 280-0340 IF ONE IS DESIRED.

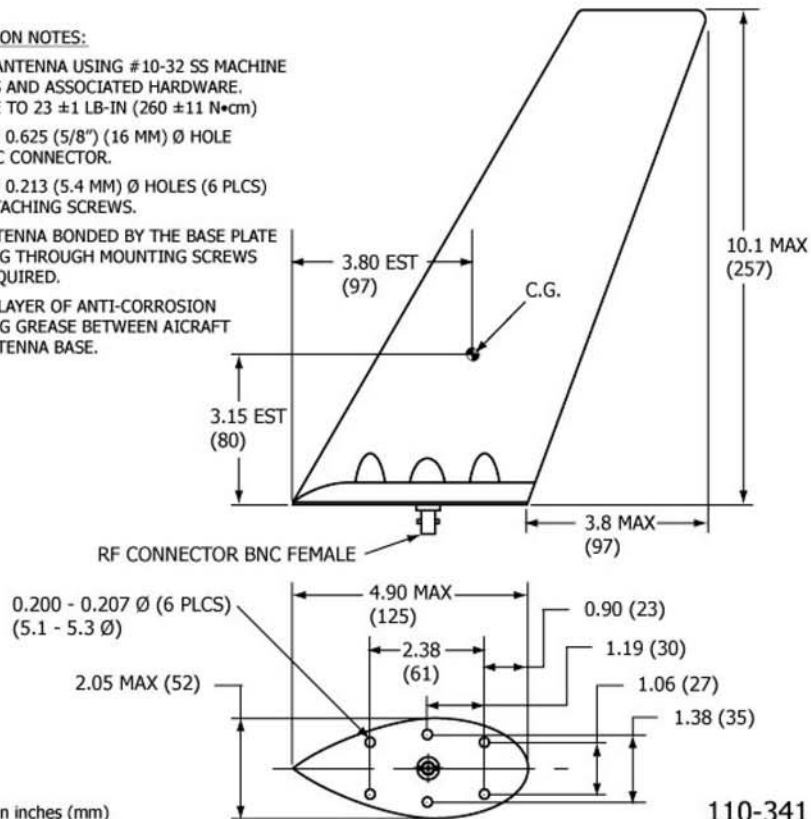


Dimensions in inches (mm)

110-340

**INSTALLATION NOTES:**

1. MOUNT ANTENNA USING #10-32 SS MACHINE SCREWS AND ASSOCIATED HARDWARE. TORQUE TO 23 ±1 LB-IN (260 ±11 N•cm)
2. PROVIDE 0.625 (5/8") (16 MM) Ø HOLE FOR BNC CONNECTOR.
3. PROVIDE 0.213 (5.4 MM) Ø HOLES (6 PLCS) FOR ATTACHING SCREWS.
4. THIS ANTENNA BONDED BY THE BASE PLATE BONDING THROUGH MOUNTING SCREWS NOT REQUIRED.
5. APPLY A LAYER OF ANTI-CORROSION BONDING GREASE BETWEEN AIRCRAFT AND ANTENNA BASE.



Dimensions in inches (mm)

110-341

Рисунок 3.63. Антенна 110-338, антенна 110-343 антенна 110-340 и антенна 110-341

### 3.2.11. Аварийно-спасательный радиомаяк АРМ-406 АС1

Аварийно-спасательный радиомаяк АРМ-406 АС1 предназначен для передачи информации через космические спутники системы КО-СПАС-САРСАТ от терпящих бедствие воздушных судов, а также для обеспечения привода поисково-спасательных команд к месту аварии. Аварийно-спасательный радиомаяк устанавливается внутри воздушного судна с возможностью быстрого доступа к нему для использования в аварийной обстановке.

Аварийный радиомаяк АРМ-406АС1 применяется для:

- передачи через искусственные спутники земли на станции приема и обработки информации системы «КОСПАС-САРСАТ» радиосигналов на частоте 406,025 МГц, по которым определяются координаты потерпевшего аварию или катастрофу воздушного судна и его принадлежность конкретному потребителю;
- привода поисковых спасательных средств к месту аварии воздушного судна на частоте 121,5 МГц.



Рис3.64. Маяк АРМ-406 АС1 вид спереди

Радиомаяк АРМ-406 АС1 устойчив к воздействию следующих внешних факторов: ВIV, зона Б, грунт; У1; УЛ; ДРШ, ТП\*; ВЛШ; ТМШ; РОХ-ППХ-РСХ-ПГХ-ВДХ-АШ;

Технические данные АРМ-406АС1 (ТП - температура окружающей среды):

- рабочая повышенная ..... +55°C
- рабочая пониженная ..... минус 40°C
- кратковременная рабочая повышенная ..... +70°C
- предельная повышенная ..... +85°C
- предельная пониженная ..... минус 55°C

### 3.2.12. Радиомаяк АРМ ELT 406-1НМ

Аварийный радиомаяк предназначен для передачи сигналов бедствия для международной космической радиотехнической системы

обнаружения терпящих бедствие КОСПАС-САРСАТ на частоте 406,025МГц и подачи радиосигналов для пеленгации поисково-спасательными средствами места аварии с помощью автоматических радиоконпасов, работающих на частотах 121,5МГц и 243,0МГц.

Радиомаяк выполнен в виде моноблока с автономным питанием от собственных батарей, обеспечивающих работу на передачу в течении 24 часов на частоте 406,025МГц и 72 часов на частотах 121,5МГц и 243,0МГц.

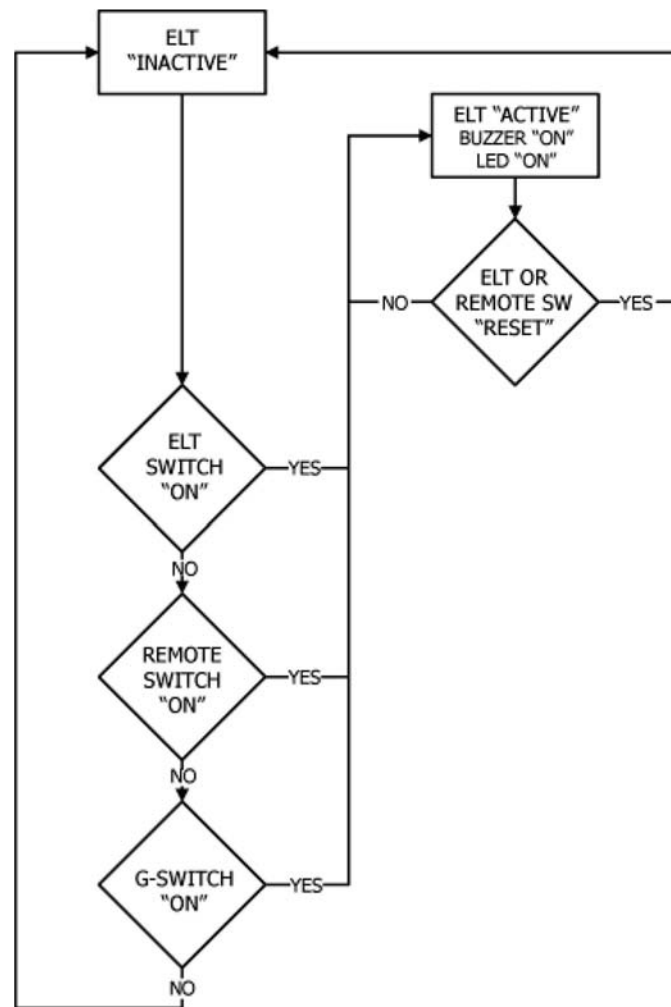


Рисунок 3.65. Блок- схема маяка АРМ -406-1НМ

Радиомаяк установлен в хвостовой балке. Для управления его работой на левой панели АЗС в кабине экипажа установлен пульт управления, показанный на рис. 3.67.



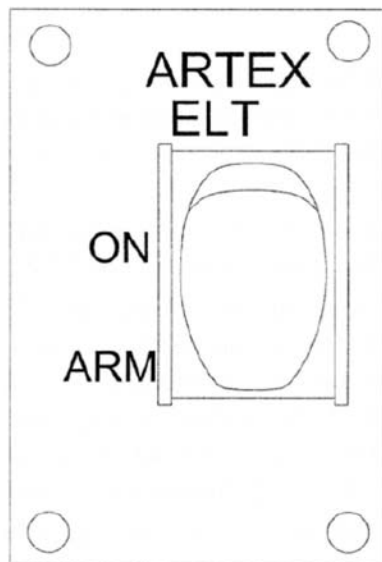


Рисунок 3.66. Пульт управления АРМ ELT-406-1НМ

На пульте управления АРМ 406-1НМ расположен двухпозиционный переключатель ARM-ON (АРМ - ВКЛ).

### **Нормальная эксплуатация АРМ**

Контрольный осмотр вертолета. Убедиться, что переключатель ARM-ON на пульте управления находится в положении АРМ.

При возникновении аварийной ситуации в полете по решению КВС – установить переключатель ARM-ON в положение ON.

После аварийной посадки – установить переключатель ARM-ON в положение ON (если не был установлен в воздухе).

## Контрольные вопросы по радиооборудованию вертолета

Наименование вопроса
Назначение Ядро-1А
Назначение Баклан-20
Назначение Р-852
Назначение РИ-65
Назначение СПУ-7
Назначение МС-61Б
Назначение АРК-9
Назначение АРК-У2
Назначение А-037
Назначение А-813
Каким током питается Ядро-1А
Каким током питается Баклан-20
Каким током питается Р-852
Каким током питается РИ-65
Каким током питается СПУ-7
Каким током питается МС-61Б
Каким током питается АРК-9
Каким током питается А-037
Каким током питается А-813
Что показывает АРК-9
Что показывает АРК-У2
Как производится проверка УКВ радиостанции
Как производится проверка радиовысотомера
Как производится проверка речевого информатора
Как производится проверка СПУ-7
Как производится контроль МС-61Б
Как контролируется исправность А-037
Как контролируется работоспособность А-813
В чем заключается техническое обслуживание радиооборудования
В чем заключается техническое обслуживание аварийного радиомаяка АРМ-406
В чем заключается техническое обслуживание МС-61Б

## Литература

1. Вольдек А. И., Попов В. В. Электрические машины. Введение в электромеханику. Машины постоянного тока и трансформаторы: Учебник для вузов. - СПб.: Питер, 2008. - 320с.
2. Вертолет МИ-8. Техническое описание (кн.4, 5) /М., Машиностроение 1972г.
3. Вертолет МИ-8. Инструкция по технической эксплуатации (кн.3) / М., Машиностроение 1973г.
4. Вертолет МИ-8. Руководство по летной эксплуатации / М., Воздушный транспорт, 1982г.
5. Вертолет МИ-8. Дополнение к руководству по технической эксплуатации/ М., Воздушный транспорт, Июль 15/04.
6. Вертолет МИ-8Т. Автоматизированный учебный курс / ОАО «Спарк», Санкт-Петербург, 1999г.
7. Вертолет МИ-8Т. Повышение эксплуатационной эффективности двигателей и оборудования вертолёт Ми-8 / Авиационная научно-производственная фирма «МТВ» Самара, 1994г.
8. Двигатели вертолета МИ-8МТ / М. Машиностроение, 1978г.
9. Писаренко В.Н. Техническая эксплуатация и ремонт авиационных электрических систем и пилотажно-навигационных комплексов. Часть II / Самара, СГАУ, 2007г.
10. Роппа Е.И. Специальное оборудование вертолета МИ-8 и его летная эксплуатация / М. Машиностроение, 1977г.
11. Электрооборудование вертолетов МИ-8Т и МИ-8МТ / ОАО «Спарк», Санкт-Петербург, 1999г.
12. Методика проверки авиационных приборов с помощью КПУ-3, Центр по сертификации малой авиации МАИ, /М. Изд-во МАИ, 2008г. 20 с.

**Учебное издание**

**Писаренко Виктор Николаевич**

**КОНСТРУКЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ  
АВИАЦИОННОГО И РАДИОЭЛЕКТРОННОГО  
ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-8Т**

**Учебник**

Компьютерный набор и верстка В.Н. Писаренко  
Редактор С.С. Мещеряков

Сдано в набор 25.09.2018г.

Подписано к печати 09.10.2018г.

Формат 60×84 <sup>1</sup>/<sub>16</sub>

Бумага офсетная. Печать офсетная

Усл. печ. л. 25,34

Тираж 500 экз. Заказ № 957

Издательство

Самарского научного центра Российской академии наук

443001, Самара, Студенческий пер., 3а

Типография АНО "Издательство СНЦ"

43001, Самара, Студенческий пер., 3а