

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

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

## ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И СИСТЕМ

Рекомендовано редакционно-издательским советом  
федерального государственного автономного  
образовательного учреждения высшего образования  
«Самарский национальный исследовательский  
университет имени академика С.П. Королева»  
в качестве учебного пособия для обучающихся  
по программе военной подготовки

Самара  
Издательство Самарского университета  
2022

ISBN 978-5-7883-1817-2  
© Самарский университет, 2022

УДК 629.7.03(075)

ББК 39.56я7

П750

Авторы: **П.Г. Шабалов, В.И. Соловьев, Е.Ф. Галкин,  
А.Е. Лобах, С.А. Лукьянов**

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. Г. И. Л е о н о в и ч,  
д-р техн. наук, проф. М. А. К о в а л е в

**П750**      **Приборы контроля силовых установок и систем:**  
учебное пособие / *П.Г. Шабалов, В.И. Соловьев, Е.Ф. Галкин*  
*[и др.]*; Министерство науки и высшего образования  
Российской Федерации, Самарский университет. – Самара:  
Издательство Самарского университета, 2022. – 1 CD-ROM  
(4,9 Мб). – Загл. с титул. экрана. – Текст: электронный.

**ISBN 978-5-7883-1817-2**

В данном учебном пособии представлены приборы контроля работы силовых установок и систем.

Рассмотрено на заседании цикла № 2 от 30.10.2008 г. и предназначено для студентов ВУЗов, обучающихся по военно-учетным специальностям ВВС.

Подготовлено в военном учебном центре имени Героя Советского Союза генерала Губанова Г.П.

УДК 629.7.03(075)

ББК 39.56я7

**Минимальные системные требования:**

PC, процессор Pentium, 160 МГц;

Microsoft Windows XP; мышь;

дисковод CD-ROM; Adobe Acrobat Reader.

© Самарский университет, 2022

Редакционно-издательская обработка И.П. В е д м и д с к о й

Подписано для тиражирования 01.12.2022.

Объем издания 4,9 Мб.

Количество носителей 1 диск.

Тираж 11 дисков.

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

443086, Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского университета.

443086, Самара, Московское шоссе, 34.

# ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>1. АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ.....</b>	<b>7</b>
1.1 Электроизмерительные приборы .....	7
1.1.1 Назначение и классификация электроизмерительных приборов.....	7
1.1.2 Классификация погрешностей .....	10
1.1.3 Приборы магнитоэлектрической системы.....	14
1.1.4 Авиационные ферродинамические приборы .....	28
1.1.5 Приборы электромагнитной системы.....	30
1.1.5.1 Магнитоэлектрический логометр с неподвижным магнитом и подвижными рамками .....	32
1.1.5.2 Магнитоэлектрический логометр с неподвижными рамками и поворотным магнитом .....	40
1.2 Электрические мостовые схемы.....	44
<b>2. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ДИСТАНЦИОННЫЕ ПЕРЕДАЧИ.....</b>	<b>52</b>
2.1 Общие сведения об электрических дистанционных передачах .....	52
2.2 Потенциометрические дистанционные передачи постоянного тока.....	55
2.3 Сельсинные дистанционные передачи переменного тока .....	80
2.4 Магнесинная дистанционная передача переменного тока .....	104
<b>3. ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И АГРЕГАТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....</b>	<b>109</b>

3.1	Авиационные манометры.....	110
3.1.1	Сигнализаторы и датчики давления.....	119
3.1.2	Измерительный комплекс давления ИКД-27Дф и ИКД-27Да.....	123
3.1.3	Измерительный комплекс реле давления ИКДРДф и ИКДРДа.....	125
3.2	Авиационные термометры.....	127
3.2.1	Термометры сопротивления.....	127
3.2.2	Термоэлектрические термометры.....	132
3.2.3	Аппаратура измерения температуры выходящих газов.....	137
3.3	Авиационные тахометры.....	139
3.4	Измерители вибрации элементов самолета и силовых установок.....	144
3.5	Измеритель режимов ИР-117b.....	146
3.6	Система ограничения температуры газов двигателей.....	148
3.7	Указатель шага винта УШВ-1К.....	149
3.8	Особенности эксплуатации приборов и систем контроля работы силовых установок и агрегатов летательных аппаратов.....	150
<b>4.</b>	<b>ТОПЛИВОМЕРЫ И МАСЛОМЕРЫ .....</b>	<b>155</b>
4.1	Поплавковые электромеханические топливомеры и масломеры.....	158
4.1.1	Устройство указателя и датчика поплавкового топливомера.....	162
4.1.2	Погрешности поплавковых топливомеров. Особенности эксплуатации.....	165
4.2.	Электроемкостные топливомеры.....	166
4.2.1	Автоматическая часть топливомера.....	171

4.2.2 Устройство датчика и указатели электроемкостного топливомера.....	173
4.2.3 Погрешности электроемкостных топливомеров. Особенности эксплуатации.....	175
4.3 Измерение расхода топлива.....	178
4.3.1 Расходомеры измерения мгновенного расхода топлива.....	181
4.3.2 Суммирующие расходомеры топлива.....	182
4.3.3 Расходомер топлива суммирующий РТС1-1.....	184
4.3.4 Принцип действия расходомера РТС1-1.....	185
4.3.5 Конструкция элементов комплекта расходомера РТС1-1.....	189
4.3.6 Погрешности расходомеров топлива. Особенности эксплуатации.....	193
4.4 Автоматы управления выработкой топлива.....	196
4.5 Топливная система самолета.....	201
4.6 Комбинированные топливоизмерительные системы....	205
4.6.1 Система топливомерно-расходомерная СТР6-2.....	205
4.6.2 Состав и основные технические данные системы СТР6-2.....	206
4.6.3 Функциональная схема системы СТР6-2.....	209
4.6.4 Элементы управления и контроля системой СТР6-2.....	213
4.6.5 Управление системой СТР6-2 в условиях эксплуатации.....	217
4.7 Контрольно-проверочная аппаратура топливоизмерительных систем.....	218
<b>5. СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ.....</b>	<b>220</b>

# **1. АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ИЗМЕРЕНИЯ**

## **1.1 ЭЛЕКТРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ**

### **1.1.1 НАЗНАЧЕНИЕ И КЛАССИФИКАЦИЯ ЭЛЕКТРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ**

Современные летательные аппараты оснащаются сложными электротехническими устройствами, при эксплуатации которых необходимо производить измерения различных физических величин. Процесс сравнения какой-либо физической величины с величиной того же рода, условно принятой за единицу, называют измерением.

Так, в полете по показаниям приборов производится контроль за работой источников электрической энергии (напряжением в сети, частотой тока, нагрузкой на источники), силовой установки (частотой вращения ротора авиадвигателя, давлениями и температурами в различных средах и системах и т.п.). Большое число измерений производится при выполнении регламентных работ, подготовке к полету, ремонте и регулировке специального оборудования.

Устройство, с помощью которого производят сравнение измеряемой величины с единицей измерения, называют измерительным прибором. Измерительные приборы должны иметь высокую точность, быть надежными в работе, устойчивыми к механическим воздействиям. Различные внешние факторы (магнитные и электрические поля, колебания температуры, давления и т.п.) не должны оказывать значительного влияния на работу приборов.

Наука об измерениях, методах и средствах обеспечения их единства и способах достижения требуемой точности называется

метрологией. Вопросами метрологии занимается метрологическая служба.

Все типы электрических приборов классифицируются по ряду признаков.

По назначению приборы делятся на приборы для измерения электрических величин (силы тока, напряжения, сопротивления и т.п.) и приборы для измерения неэлектрических величин (температуры, давления, запаса топлива и т.п.).

По принципу действия электрические приборы (механизмы) делятся на ряд систем. Наиболее распространенными являются приборы магнитоэлектрической, электромагнитной, детекторной (выпрямительной), электродинамической (ферродинамической) систем.

По роду тока различают приборы постоянного, переменного и постоянно-переменного тока.

По степени точности приборы делятся на следующие классы: 0,02; 0,05; 0,1; 0,2; 0,5; 1,0; 1,5; 2,5 и 4,0.

Основные условные обозначения, наносимые на шкалы и панели приборов, приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Условные обозначения

<b>Наименования</b>	<b>Условные обозначения</b>
<b>Обозначения единиц измерения</b>	
Ампер	А
Миллиампер	mA
Микроампер	μA
Вольт	V

Милливольт	mV
Ватт	W
Герц	Hz
Мегаом	MΩ
Ом	Ω
<b>Обозначение принципа действия (системы) прибора</b>	
Магнитоэлектрический прибор с подвижной рамкой	
Магнитоэлектрический лагометр с подвижными рамками	
Электромагнитный прибор	
Электродинамический прибор	
Ферродинамический прибор	
Полупроводниковый выпрямитель	
<b>Обозначение рода тока</b>	
Постоянный ток	—
Переменный (однофазный) ток	~
Постоянный и переменный ток	— ~
Трехфазный ток при равномерной нагрузке фаз	
<b>Обозначения класса точности, положения прибора, прочности изоляции, зажимов и корректора</b>	
Класс точности	—

Горизонтальное положение шкалы	
Вертикальное положение шкалы	
Испытательное напряжение изоляции, например, 2 кВ	
Отрицательный зажим	-
Положительный зажим	+
Генераторный зажим (для ваттметров, фазометров) и общий зажим для комбинированных приборов	*
Корректор	

Максимальное значение величины, которое может быть измерено с помощью данного прибора, называют его пределом измерения. По этому признаку приборы классифицируются на одно- и многопредельные. Шкалы однопредельных приборов градуируются на один предел измерения, и часть делений оцифровывается.

Для снятия показаний с многопредельных приборов необходимо определить цену деления. Это величина, равная отношению предела измерения прибора к числу делений шкалы.

Широкое распространение при эксплуатации авиационной техники получили комбинированные приборы, предназначенные для измерения различных электрических величин (вольтамперметры, ампервольтметры и др.).

### 1.1.2 КЛАССИФИКАЦИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ

Любое измерение не дает абсолютно точного значения измеряемой величины из-за наличия погрешностей, связанных с несо-

вершенством средств измерений (измерительных приборов), изменением параметров окружающей среды, влиянием внешних магнитных и электрических полей и т.п.

Все погрешности условно подразделяются на две группы:

- погрешности средств измерения;
- погрешности измерений, связанные с неправильно выбранными методом измерения, схемой включения прибора в цепь, пределом измерения прибора и т.п.

В практике электрических измерений встречаются следующие виды погрешностей: абсолютная, относительная, приведенная, основная и дополнительная.

Абсолютной погрешностью  $\Delta$  называют разность между показаниями прибора  $x_{np}$  и истинным (действительным) значением измеряемой величины  $x$ :  $\Delta = x_{np} - x$ . Для точного определения измеряемой величины вводят поправку – абсолютную погрешность, взятую с обратным знаком:  $k = -\Delta$ .

Абсолютная погрешность не дает возможности судить о точности измерения, которая может быть определена лишь при сопоставлении (сравнении) абсолютной погрешности с истинным (действительным) значением величины.

Точность измерения определяют по относительной погрешности – отношению абсолютной погрешности к истинному значению измеряемой величины, выраженной в процентах:

$$\delta = \frac{\Delta}{x} \cdot 100. \quad (1.1)$$

Очевидно, чем больше истинное значение измеряемой величины, тем выше при той же абсолютной погрешности точность измерения, т.е. меньше относительная погрешность.

Безусловно, точность измерения зависит от точности прибора: чем точнее прибор, тем выше точность измерения. Но это не озна-

чает, что точность прибора можно оценивать по относительной погрешности. Такое суждение является неправильным, что иллюстрируется следующим примером.

Пусть вольтметром с пределом измерения 100 В, измеряющим напряжения с абсолютной погрешностью  $\Delta U = 2$  В, измерили два напряжения, истинные значения которых равны  $U_1 = 100$  В,  $U_2 = 10$  В. Тогда согласно выражению (1.1)  $\delta_1 = 2\%$ , а  $\delta_2 = 20\%$ .

Другими словами, характеризовать точность прибора по относительной погрешности нельзя, так как она является величиной переменной, зависящей от численного значения измеряемой величины.

В связи с этим точность приборов оценивается не относительной, а приведенной погрешностью.

Приведенная погрешность  $\gamma$  по своему математическому смыслу представляет относительную погрешность, но выражает, отношение абсолютной погрешности не к истинному значению измеряемой величины, которое является переменным, а к величине, являющейся для данного прибора постоянной, – верхнему пределу измерениям  $x_N$  (нормированному значению измеряемой величины):

$$\gamma = \frac{\Delta}{x_N} \cdot 100. \quad (1.2)$$

Из рассмотренного примера вытекают следующие выводы:

- точность измерения одним и тем же прибором зависит от численного значения измеряемой величины;

- выбирая прибор (предел измерения у многопредельного прибора), необходимо стремиться к тому, чтобы численное значение измеряемой величины максимально приближалось к верхнему пределу измерения прибора, но не превышало его.

Классы точности приборов 0,02; 0,05 и т.д. указывают на максимальное значение приведенной погрешности для данного при-

бора. Например, для прибора класса 1,0 максимальное значение приведенной погрешности, определяемой по формуле (1.2), не должно превышать 1%.

Приборы классов с 0,02 по 0,5 являются наиболее точными и применяются для проверки приборов меньшей точности, в лабораторных измерениях, используются при регулировке и настройке наиболее ответственных элементов (узлов) авиационного оборудования. Приборы классов с 1,0 до 4,0 применяются как технические в повседневной практике. На летательных аппаратах, как правило, применяются «грубые» приборы, т.е. классов точности 2,5 и 4.

Независимо от ведомственной принадлежности все измерительные приборы подлежат обязательной проверке в сроки, устанавливаемые государственными стандартами. Проверка производится поверочными лабораториями.

Проверка производится, как правило, методом сравнения показаний поверяемого прибора с показаниями прибора высокого класса точности, которые принимаются за истинные значения измеряемой величины. По результатам измерений находится максимальная абсолютная погрешность, и по ней вычисляется приведенная погрешность.

Если приведенная погрешность окажется меньше класса точности, указанного на шкале поверяемого прибора, или равна ему, то он считается годным к эксплуатации.

Каждый измерительный прибор рассчитывается на работу при определенных параметрах внешней среды, которые называются нормальными. Проверка приборов производится только в нормальных условиях, а приведенная погрешность, определенная в этих условиях, называется основной. Если прибор эксплуатируется в условиях, отличных от нормальных, то у него появляется дополнительная погрешность.

### 1.1.3 ПРИБОРЫ МАГНИТОЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Основной частью любого прибора является измерительный механизм, который в комплекте с дополнительными устройствами может быть использован для измерения различных электрических и неэлектрических величин.

Существует несколько конструкций магнитоэлектрических измерительных механизмов. Наибольшее распространение получили приборы с неподвижным подковообразным магнитом и поворотной рамкой (рис. 1.1).

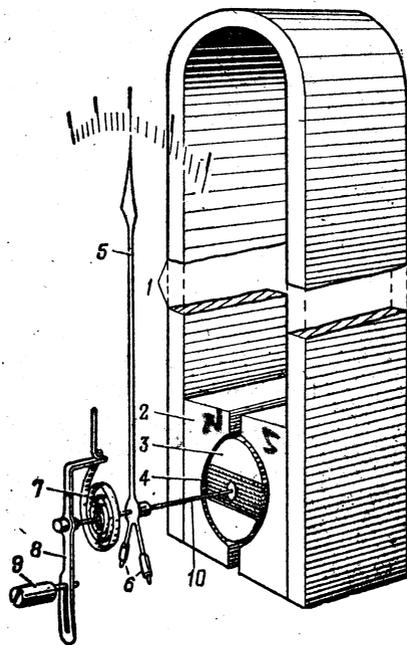


Рисунок 1.1 – Устройство магнитоэлектрического измерительного механизма:  
1 – постоянный магнит; 2 – полюсные наконечники; 3 – сердечники; 4 – рамка;  
5 – стрелка; 6 – противовес; 7 – пружины (вторая на рисунке не показана);  
8 – корректор; 9 – винт корректора; 10 – полуоси

Постоянный магнит  $1$ , полюсные наконечники  $2$  и неподвижный железный сердечник  $3$  образуют магнитную цепь прибора. В равномерном воздушном зазоре между наконечниками и сердечником помещается рамка  $4$  из тонкой изолированной проволоки, намотанной на алюминиевый каркас, к которому крепятся полуоси  $10$ . Прибор имеет стрелку  $5$  с противовесами  $6$ . Ток к рамке подводится через спиральные пружины  $7$ , которые одновременно являются и противодействующими. Для установки стрелки на нуль имеется корректор  $8$ , винт которого  $9$  выведен, на лицевую панель прибора. Весь механизм помещается в корпус, у некоторых приборов он заключен в магнитный экран.

Все приборы снабжаются демпфирующими (успокоительными) устройствами, служащими для успокоения подвижной системы. В магнитоэлектрическом механизме роль успокоителя выполняет алюминиевый каркас, представляющий собой замкнутый виток. При колебаниях системы каркас пересекает магнитное поле магнита, в нем индуцируются токи, магнитное поле которых при взаимодействии с полем постоянного магнита вызывает успокоение подвижной системы.

Принцип действия магнитоэлектрического измерительного механизма основан на явлении выталкивания проводника (рамки) с током из магнитного поля постоянного магнита (рис. 1.2).

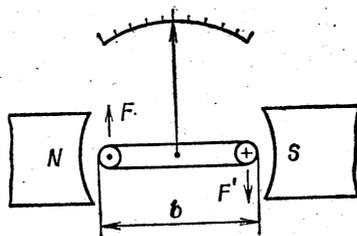


Рисунок 1.2 – Принцип действия магнитоэлектрического измерительного механизма

При протекании по рамке измеряемого тока  $I$  на ее активные стороны  $l$  действуют электромагнитные силы  $F$ :

$$F = F' = BlNI ,$$

где  $B$  – магнитная индукция в воздушном зазоре;

$N$  – число витков рамки.

Пара сил, действующих на рамку, создает вращающий момент

$$M_{ep} = F \frac{b}{2} + F' \frac{b}{2} = BlNbl . \quad (1.3)$$

Под действием вращающего момента подвижная система поворачивается, закручивая пружины, которые создают противодействующий момент

$$M_{np} = D\alpha , \quad (1.4)$$

где  $D$  – удельный противодействующий момент, т.е. момент, создаваемый пружинами при повороте рамки на  $1^\circ$ . Удельный противодействующий момент зависит от материала пружины и ее геометрических размеров;

$\alpha$  – угол закручивания пружины (угол поворота подвижной системы).

В установившемся режиме наступает равновесие моментов  $M_{np} = M_{ep}$ .

Приравняв выражения (1.4) и (1.3), получим уравнение шкалы магнитоэлектрического измерительного механизма

$$\alpha = \frac{BlNb}{D} I \quad (1.5)$$

Все величины, входящие в правую часть равенства (1.5), кроме силы тока, являются постоянными.

Тогда окончательно

$$\alpha = S_1 I, \quad (1.6)$$

где  $S_1$  – чувствительность механизма.

Так как угол поворота подвижной системы магнитоэлектрического механизма прямо пропорционален току, протекающему по рамке, то прибор может быть применен для измерения данной электрической величины. Однако рамки механизмов изготавливаются из тонкого провода, и непосредственно (без дополнительных устройств) они могут быть использованы лишь в качестве милли- и микроамперметров при последовательном включении в цепь.

Если рамку прибора включить параллельно, то согласно закону Ома ток в ней  $I = U/R_p$ , где  $R_p$  – сопротивление подвижной системы прибора. В этом случае уравнение (1.6) примет вид

$$\alpha = S_1 \frac{U}{R_p} = S_2 U. \quad (1.7)$$

Отсюда и второе назначение прибора – измерение напряжения в милливольтгах.

И наконец, если к прибору подключить источник с постоянным по величине напряжением, а в цепь рамки включить последовательно неизвестное сопротивление  $R_x$ , то уравнение (1.6) примет вид

$$\alpha = S_1 I = S_1 \frac{U}{R_p + R_x} = \frac{S_3}{R_p + R_x} \quad (1.8)$$

и угол поворота подвижной системы оказывается функцией измеряемого сопротивления.

В комбинированных электроизмерительных приборах (ампервольтметрах, ампервольтмометрах) в комплекте с дополнительными

ми устройствами, расширяющими пределы измерения электрических величин, используется общий магнитоэлектрический измерительный механизм с несколькими шкалами.

Приборы магнитоэлектрической системы получили широкое практическое применение, так как по сравнению с измерительными механизмами других систем они имеют ряд преимуществ:

- потребляют незначительную мощность;
- обладают высокой точностью и чувствительностью;
- имеют относительно небольшие габариты;
- с помощью шунтов и добавочных сопротивлений у них достаточно просто расширяются пределы измерений;
- внешние магнитные поля оказывают на работу приборов незначительное влияние.

К недостаткам приборов следует отнести сложность устройства и высокую стоимость; малую перегрузочную способность. Слабым местом у приборов является рамка и пружины, которые при незначительных токовых перегрузках могут перегореть.

Недостатком прибора является также то, что он может работать только в цепях постоянного тока. Если по рамке (рис. 1.3) пропускать переменный ток, то направление вращающего момента за период будет дважды меняться на обратное и средний вращающий момент окажется равным нулю.

Указанный недостаток устраняется путем включения в цепь прибора полупроводниковых диодов. Приборы, представляющие сочетание магнитоэлектрического измерительного механизма с полупроводниковыми диодами, называют приборами выпрямительной (детекторной) системы.

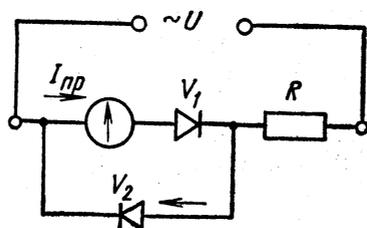


Рисунок 1.3 – Схема прибора выпрямительной системы

На рис. 1.3 приведена однополупериодная схема выпрямления, в которой один полупериод измеряемого тока проходит через диод  $V_1$  и измерительный механизм; в другой – через диод  $V_2$ , минуя прибор.

### Магнитоэлектрический амперметр

Магнитоэлектрические измерительные механизмы непосредственно используются в качестве милли- и микроамперметров.

Однако на практике значения токов, протекающих в авиационных электрических сетях, достигают значительных величин. Например, авиационный генератор постоянного тока мощностью 18 кВт при номинальной нагрузке отдает в бортовую сеть ток 600 А.

Для расширения пределов измерения магнитоэлектрического прибора по току применяют шунты. Шунт включается параллельно с измерительным механизмом, а с нагрузкой оба эти элемента включаются последовательно (рис. 1.4). При данном способе включения по указателю протекает незначительная часть измеряемого тока.

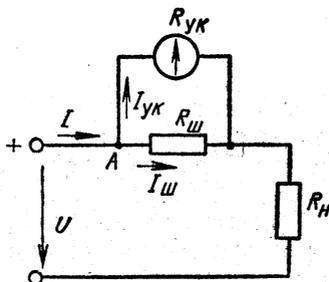


Рисунок 1.4 – Схема магнитоэлектрического амперметра

Для точки  $A$  схемы на рис. 1.4 согласно первому закону Кирхгофа имеем  $I = I_{ш} + I_{ук}$ .

Это является основанием для того, чтобы, рассчитав шунт, проградуировать шкалу измерительного механизма непосредственно в значениях измеряемого тока. Очевидно, чем меньше сопротивление шунта  $R_{ш}$ , тем больше его шунтирующее действие и тем больше предел измерения прибора.

Для расчета шунта необходимо знать: сопротивление указателя  $R_{ук}$ ; ток полного отклонения указателя  $I_{ук}$ ; предел измерения тока  $I$ , на который рассчитывается шунт.

При расчете шунта определяют коэффициент шунтирования - число, показывающее, во сколько раз измеряемый ток больше тока полного отклонения указателя:  $k = I/I_{ук}$ .

Тогда для точки  $A$  схемы на рис. 1.4

$$I_{ш} = I - I_{ук} = I_{ук} (k - 1).$$

Так как указатель и шунт включены параллельно, то

$$I_{ш} R_{ш} = I_{ук} R_{ук}.$$

Отсюда

$$R_{ш} = \frac{I_{ук} R_{ук}}{I_{ш}} = \frac{I_{ук} R_{ук}}{I_{ук} (k - 1)} = \frac{R_{ук}}{k - 1} \quad (1.9)$$

В амперметрах, рассчитанных на небольшие токи (до 0,5 А), шунты изготавливают в виде катушек; на большие токи – в виде пластин.

Для уменьшения влияния температуры на показания прибора шунты изготавливают из материалов с малым температурным коэффициентом сопротивления – константана или манганина.

По месту установки шунты делятся на внутренние (монтируются в корпусе прибора) и наружные. В последнем случае на шкале прибора делается надпись: НШ 400 А; 75тУ.

В целях унификации приборов шунты и указатели изготавливают на стандартные напряжения: 45; 75; 100 и 150 мВ. Таким образом, если имеется, например, указатель с напряжением полного отклонения 75 мВ и стандартный шунт на это же напряжение, то необходимость в расчете шунта отпадает: достаточно к прибору подключить шунт и амперметр будет измерять силу тока, указанную на нем.

В многопредельных амперметрах применяют схему комбинированного шунта, состоящую из нескольких резисторов. На рис. 1.5 показана схема трехпредельного амперметра с комбинированным шунтом.

При включении прибора на предел  $I_1$  (рис. 1.5, а) сопротивление шунта наибольшее:  $R_{ш_1} = R_1 + R_2 + R_3$ , предел измерения тока – наименьший.

При включении прибора на предел  $I_3$  (на рис. 1.5, б начертание схемы несколько изменено) роль шунта выполняет только резистор с сопротивлением  $R_3$ , т.е.  $R_{ш_3} = R_3$ , а предел измерения тока – наибольший.

На летательных аппаратах устанавливаются малогабаритные амперметры магнитоэлектрической системы серии А с конструкцией магнитной цепи, несколько отличной от приведенной на рис. 1.1 Угол поворота подвижной системы механизма равен

270°. Приборы работают в комплекте с наружными шунтами и имеют приведенную (основную) погрешность  $\gamma = 2,5\%$ . Все указатели имеют двустороннюю шкалу на следующие пределы измерений: 40-0-400 А (прибор типа А-1); 50-0-500 А (прибор А-2); 100-0-1000 А (прибор А-3). Эти приборы включаются в цепи генераторов постоянного тока. При отклонении стрелки от нуля вправо прибор измеряет ток, отдаваемый генератором в бортовую сеть; отклонение стрелки от нуля влево указывает на то, что генератор перешел в двигательный режим, т.е. потребляет ток от сети.

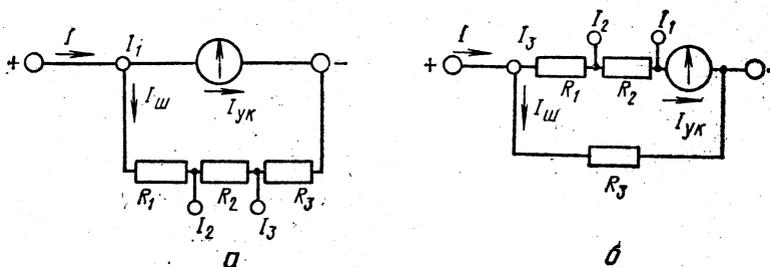


Рисунок 1.5 – Схема трехпредельного амперметра:

а – для наименьшего предела измерения;

б – для наибольшего предела измерения

## Магнитоэлектрический вольтметр

Магнитоэлектрический измерительный механизм непосредственно может быть использован в качестве милливольтметра. Однако напряжения в бортовых сетях летательных аппаратов и промышленных сетях измеряются десятками и сотнями вольт.

Для расширения пределов измерения магнитоэлектрического прибора по напряжению применяют добавочные сопротивления, которые включаются последовательно с измерительными механизмами (рис. 1.6).

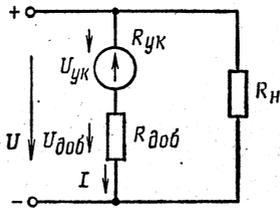


Рисунок 1.6 – Схема магнитоэлектрического вольтметра

Известно, что падения напряжения на отдельных участках при последовательном соединении элементов прямо пропорциональны сопротивлениям этих участков, а между измеряемым напряжением  $U$  и падениями напряжения на участках справедлива зависимость  $U = U_{ук} + U_{доб}$ . Эти соотношения являются основанием для того, чтобы, рассчитав величину добавочного сопротивления, проградуировать шкалу механизма непосредственно в значениях измеряемого напряжения.

Очевидно, чем больше будет величина добавочного сопротивления, тем при большем значении измеряемого напряжения ток в механизме достигает предельного значения.

Для расчета добавочного сопротивления необходимо знать:

- сопротивление указателя  $R_{ук}$ ;
- напряжение полного отклонения указателя  $U_{ук}$ ;
- предел измерения напряжения  $U$ , на которое рассчитывается добавочное сопротивление.

При расчете добавочного сопротивления определяют коэффициент – число, показывающее, во сколько раз расширяется предел измерения указателя:  $n = U/U_{ук}$ .

Ток, протекающий по вольтметру:

$$I_V = \frac{U}{R_{ук} + R_{доб}} \quad (1.10)$$

С другой стороны, для указателя

$$I_{ук} = \frac{U_{ук}}{R_{ук}} \quad (1.11)$$

Так как элементы соединены последовательно и  $I_V = I_{ук}$ , приравняем правые части равенств (1.10) и (1.11) и полученное выражение преобразуем к виду

$$\frac{U}{R_{ук} + R_{доб}} = \frac{U_{ук}}{R_{ук}} \quad \text{или} \quad \frac{U}{U_{ук}} = n = \frac{R_{ук} + R_{доб}}{R_{ук}}.$$

Окончательно

$$R_{доб} = R_{ук} (n - 1). \quad (1.12)$$

Конструктивно добавочные сопротивления выполняются в виде катушек из изолированной константановой или манганиновой проволоки и монтируются или внутри прибора, или отдельно от него (отдельные добавочные сопротивления).

На летательных аппаратах устанавливается магнитоэлектрический вольтметр типа В-1 с верхним пределом измерения напряжения 30 В. Указатель прибора имеет конструкцию прибора, аналогичную амперметрам серии А. Добавочное сопротивление смонтировано в корпусе прибора. Приведенная (основная) погрешность  $\gamma = 2,5\%$ .

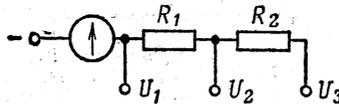


Рисунок 1.7 – Схема многопредельного магнитоэлектрического вольтметра

В многопредельных вольтметрах применяют схему комбинированного добавочного сопротивления, состоящую из нескольких резисторов (рис. 1.7). При включении прибора на предел  $U_1$  указатель используется в качестве милливольтметра ( $R_{доб} = 0$ ).

На пределе  $U_2$  добавочное сопротивление равно сопротивлению  $R_1$ , т.е.  $R_{доб} = R_1$ ; при включении на предел  $U_3$  прибор будет измерять наибольшее напряжение; так как  $R_{доб} = R_1 + R_2$ .

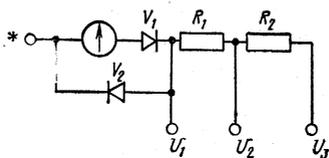


Рисунок 1.8 – Схема многопредельного вольтметра выпрямительной системы

Если в цепь вольтметра включить полупроводниковые диоды (рис. 1.8), то данным прибором можно измерять напряжения в цепях переменного тока.

На некоторых типах летательных аппаратов применяется комбинированный прибор – вольтамперметр серии ВА с измерительным механизмом, аналогичным механизму прибора серии А.

Указатель имеет кнопку с надписью на корпусе «V нажать» и двухрядную шкалу: верхнюю – для измерения напряжения в пределах 0-30 В и нижнюю – для измерения силы тока с пределами 10-0-30 А (прибор ВА-1), 20-0-60 А (прибор ВА-2), 40-0-120 А (прибор ВА-3). Указатель работает в комплекте с наружным шунтом и внутренним добавочным сопротивлением.

В обычном состоянии прибор работает по схеме на рис. 1.4 и измеряет силу тока. При нажатии кнопки указатель отключается от шунта и последовательно с ним включается добавочное сопротивление. Вольтметр прибора работает по схеме на рис. 1.6.

## Магнитоэлектрический омметр

Омметр – прибор, предназначенный для измерения сопротивлений.

Упрощенная схема омметра приведена на рис. 1.9. В цепь измерительного механизма включают низковольтный (1,5-6 В) химический источник питания, смонтированный в корпусе прибора, а к внешним клеммам подключают измеряемое сопротивление  $R_x$ .

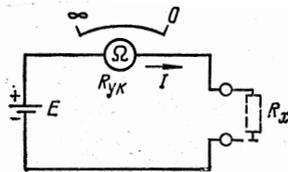


Рисунок 1.9 – Упрощенная схема магнитоэлектрического омметра

Согласно закону Ома ток, протекающий по рамке указателя:

$$I_{\text{ук}} = \frac{E}{r + R_{\text{ук}} + R_x},$$

окажется зависящим от величины противления  $R_x$ .

Предположим, что э.д.с. источника и его внутреннее сопротивление – величины постоянные. Тогда каждому значению сопротивления  $R_x$  соответствует, определенное значение тока в цепи и шкала указателя может быть проградуирована непосредственно в омах. Заметим, что сила тока, протекающая по указателю, и сопротивление обратно пропорциональны друг другу: отсутствие тока соответствует обрыву в измеряемой цепи ( $R_x = \infty$ ), а максимальный ток – сопротивлению, равному нулю. Отсюда вывод: шкала омметра, собранного по схеме на рис. 1.9, обратная и читается справа налево.

Реальные схемы омметров имеют дополнительные элементы.

При измерении малых сопротивлений ток в цепи указателя может оказаться больше тока полного отклонения и для его уменьшения последовательно с механизмом включают ограничивающее сопротивление  $R_{огр}$  (рис. 1.10).

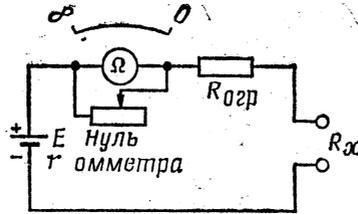


Рисунок 1.10 – Принципиальная схема магнитоэлектрического омметра

Со временем (и при измерениях) химические источники разряжаются и их параметры изменяются: э.д.с. уменьшается, внутреннее сопротивление возрастает. Для исключения (точнее, уменьшения) влияния параметров источника на точность измерения параллельно указателю (рис. 1.10) включают регулируемый резистор, рукоятка которого выводится на панель прибора.

Методика работы с омметром заключается в следующем:

- корректором при разомкнутой внешней цепи ( $R_x = \infty$ ) стрелку прибора устанавливают на крайнюю левую отметку шкалы;
- внешними проводниками замыкают клеммы (из-за малого сопротивления соединительных проводов можно считать, что  $R_x = 0$ ), и, изменяя величину сопротивления регулируемого резистора, устанавливают стрелку на нулевую отметку на шкале омметра, что соответствует предельному значению тока, протекающего по рамке;
- размыкают внешние проводники и подключают их к измеряемому сопротивлению.

Так как прибор имеет собственный источник питания, измерения омметром производятся в обесточенных цепях. Настройку

прибора на нуль омметра и измерения сопротивлений рекомендуется производить по возможности быстрее, так как при разрядке источника изменяются его параметры, что приводит к уменьшению точности измерения.

### 1.1.4 АВИАЦИОННЫЕ ФЕРРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

Малогабаритные ферродинамические приборы на летательных аппаратах применяются для измерения напряжения, силы тока, частоты, активной мощности в бортовых электрических сетях с номинальной частотой 400 Гц. Все эти приборы имеют измерительный механизм одной конструкции (рис. 1.11).

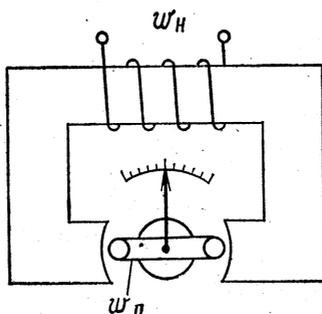


Рисунок 1.11 – Устройство ферродинамического измерительного механизма

Принципиальное отличие конструкции ферродинамического измерительного механизма от магнитоэлектрического прибора (см. рис. 1.1) состоит в том, что вместо постоянного магнита здесь применен электромагнит, состоящий из П-образного ферромагнитного сердечника, собранного из отдельных пластин, на который помещается неподвижная катушка  $\omega_n$ . В равномерном магнитном зазоре помещается подвижная рамка  $\omega_p$ .

Вольтметры ферродинамические (ВФ) выпускаются на 3 различных предела измерения напряжения: 45, 150 и 250 В (числа,

следующие за маркой прибора, указывают на верхний предел измерения: вольтметров – в вольтах; амперметров – в амперах). Обе обмотки с встроенным в корпус добавочным сопротивлением включаются последовательно. Данные приборы имеют две модификации ВФ-0,4 и ВФ-1, отличающиеся друг от друга габаритными размерами и массой.

Амперметры ферродинамические (АФ) выпускаются на следующие пределы измерения тока: 25; 50; 75; 100; 150; 200; 300; 400 и 600 А. Упрощенная схема авиационного ферродинамического амперметра приведена на рис. 1.12. Обе обмотки измерительного механизма АФ включаются между собой последовательно. Для уменьшения тока в подвижной рамке она шунтируется резистором  $R_{ш}$ . Все механизмы авиационных амперметров серии АФ имеют ток полного отклонения 1 А.

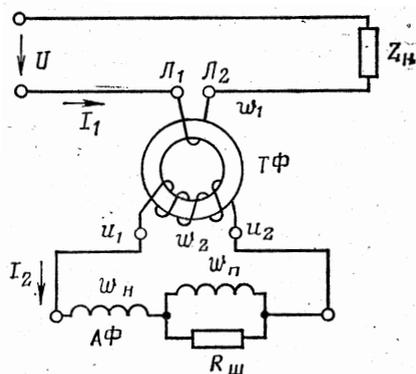


Рисунок 1.12 – Схема авиационного ферродинамического амперметра

Для расширения пределов измерения указатели работают в комплекте с трансформаторами тока типа ТФ-1 или ТФ-2.

Трансформатор тока представляет собой тороидальный (в виде кольца) ферромагнитный сердечник, собранный из отдельных

пластин, на который наматывается вторичная обмотка  $w_2$  с выводами  $u_1$  и  $u_2$ . С этой обмоткой соединяется цепь измерительного механизма.

Первичной обмотки у трансформатора тока нет – она создается проводом, ток  $I$  в котором измеряется. Например, у амперметра типа АФ-25, работающего в комплекте с трансформатором тока ТФ-1, проводом в тороиде делается четыре витка; у прибора АФ-50 – 2 витка и т.п.

Переменный ток, протекая по проводу (первичной обмотке), создает переменный магнитный поток, под действием которого во вторичной обмотке индуцируется э.д.с. взаимной индукции и в цепи указателя протекает вторичный ток  $I_2$ , величина которого пропорциональна току первичной обмотки. Шкалы амперметров градуируются непосредственно в амперах.

### 1.1.5 ПРИБОРЫ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ

На рис. 1.13 показано устройство электромагнитного измерительного механизма наиболее распространенной конструкции. Механизм состоит из неподвижной катушки 1 с клеммами 2. Каркас катушки имеет узкую щель 5, против которой располагается сердечник 4, изготовленный из магнитно-мягкого материала, закрепленного эксцентрично на оси 5 вместе со стрелкой 6.

Неподвижная изогнутая камера 7 с алюминиевым поршнем 9, скрепленным с осью, образуют воздушный успокоитель. Вследствие малого зазора между камерой и поршнем при движении последнего давление воздуха с разных сторон поршня меняется, чем и создается демпфирующий момент.

Спиральные пружины 8 служат только для создания противодействующего момента.

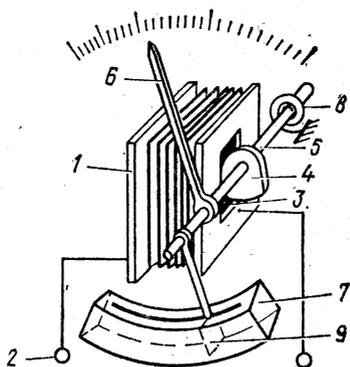


Рисунок 1.13 – Устройство электромагнитного измерительного механизма:

1 – катушка; 2 – клеммы; 3 – щель; 4 – сердечник; 5 – ось; 6 – стрелка;

7 – камера; 8 – пружины (на рисунке показана одна); 9 – поршень

Принцип действия электромагнитного измерительного механизма основан на втягивании в катушку, по которой протекает измеряемый ток, ферромагнитного сердечника.

При прохождении по обмотке измеряемого тока создается магнитное поле. Под действием магнитного поля сердечник намагничивается и втягивается в щель, поворачивая подвижную систему.

Угол поворота подвижной системы электромагнитного измерительного механизма пропорционален квадрату тока, протекающего по катушке:

$$\alpha = SI^2.$$

Отсюда следуют два вывода:

- шкала электромагнитного измерительного механизма неравномерная (квадратичная), т.е. сжатая вначале и растянутая в конце. Соответствующим подбором формы сердечника практически оказывается возможным шкалу прибора сделать более равномерной;

- измерительный механизм пригоден для измерения в цепях как постоянного, так и переменного тока. Вращающий момент при измерениях в цепях переменного тока не меняет своего направления, так как при изменении направления тока в катушке одновременно меняется и полярность магнитно-мягкого сердечника.

Электромагнитные измерительные механизмы по своей конструкции являются наиболее простыми и надежными в эксплуатации. Приборы этой системы широко используются для измерения электрических величин в промышленных цепях переменного тока.

По точности приборы электромагнитной системы уступают приборам магнитоэлектрической системы.

Главным достоинством электромагнитных приборов является их высокая перегрузочная способность, обусловленная тем, что ток по спиральным пружинам не протекает и они выполняют роль только противодействующих.

### **1.1.5.1 МАГНИТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ЛОГОМЕТР С НЕПОДВИЖНЫМ МАГНИТОМ И ПОДВИЖНЫМИ РАМКАМИ**

К логометрам относится значительная группа измерительных механизмов различных систем. На основе логометрических измерительных механизмов созданы приборы непосредственной оценки для измерения сопротивлений, частоты, емкости и других электрических величин, функционально не связанных с напряжением.

На летательных аппаратах логометры используются для измерения неэлектрических величин: давлений в различных системах, температур сред, запаса топлива и т.п.

Магнитоэлектрические логометры делятся на две группы:

- логометры с неподвижным магнитом и подвижными рамками;
- логометры с неподвижными рамками и поворотным магнитом.

От рассмотренного выше (см. рис. 1.1) однорамочного измерительного механизма логометры отличаются тем, что имеют не менее двух рамок.

Логометры с неподвижным магнитом и подвижными рамками имеют несколько конструктивных разновидностей:

- с подковообразным постоянным магнитом и эллиптическим ферромагнитным сердечником (рис. 1.14);

- с внутрирамочным эллиптическим магнитом и цилиндрическим сердечником и т.п.

Независимо от типа конструкции в магнитоэлектрических логометрах выдерживается один принцип – распределение магнитной индукции в воздушном зазоре должно быть неравномерным, т.е.  $B = f(\alpha)$ . Напомним, что в однорамочном магнитоэлектрическом измерительном механизме воздушный зазор между полюсными наконечниками и железным сердечником равномерен и  $B = \text{const}$ .

Выбор конструкции механизма обусловлен уравнением шкалы, которую необходимо получить для измерения той или иной величины.

Вторая особенность логометров состоит в том, что рамки питаются от одного источника напряжения. Ток к рамкам подводится через токоподводящие практически безмоментные пружины.

Отсюда – два вывода:

- логометр не имеет корректора (и корректорного винта на лицевой панели);

- в обесточенном состоянии подвижная система логометра может находиться, в принципе, в произвольном положении, т.е. на нулевой отметке шкалы.

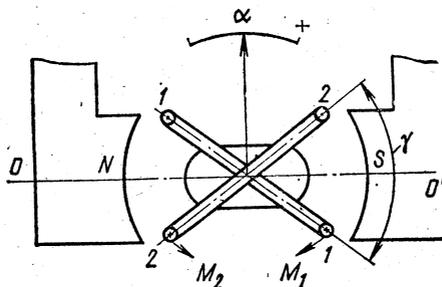


Рисунок 1.14 – Устройство магнитоэлектрического логометра с неподвижным магнитом

При протекании по рамкам тока пара сил (рис. 1.14), действующих на рамку 1-1, создает момент  $M_1$ , направленный по часовой стрелке.

Пара сил, действующих на рамку 2-2, создает момент  $M_2$ , направленный против часовой стрелки.

Если в однорамочном измерительном механизме вращающий момент определялся выражением  $M = BlnbI$ , то в логометре из-за неравномерного воздушного зазора эта зависимость будет иной, так как величина магнитной индукции в воздушном зазоре зависит от угла поворота рамок, т.е.  $B_1 = f(\alpha)$  и  $B_2 = f(\alpha)$ .

Если обе рамки расположены симметрично относительно оси  $OO'$ , то магнитные индукции равны:  $B_1 = B_2$ .

При повороте подвижной системы, например по часовой стрелке, воздушный зазор для рамки 2-2 начнет уменьшаться и индукция  $B_2$  начнет возрастать. Одновременно для рамки 1-1 зазор увеличивается, а индукция  $B_1$  – уменьшается.

Изменяя форму сердечников и полюсных наконечников, т.е. применяя различные конструкции магнитных цепей, создают различные законы изменения магнитной индукции.

Так как в логометре магнитная индукция функционально связана с углом поворота, т.е.  $B = f(\alpha)$ , то момент, создаваемый рамкой 1-1, определится в виде

$$M_1 = I_1 N_1 b_1 I_1 B_1(\alpha). \quad (1.13)$$

Аналогично момент, создаваемый рамкой 2-2:

$$M_2 = I_2 N_2 b_2 I_2 B_2(\alpha). \quad (1.14)$$

Если считать, что одна рамка создает вращающий момент, а другая – противодействующий, то оба момента в механизме создаются одним способом – за счет взаимодействия рамки с током в магнитном поле. Отсюда и другое название механизма – прибор без механического противодействующего устройства.

Предположим, что при неизменном токе  $I_2 = const$  ток в рамке 1-1 увеличился. Согласно уравнению (1.13) момент  $M_1$  возрастет и подвижная система начнет поворачиваться по часовой стрелке. Магнитная индукция  $B_1$  в зазоре рамки 1-1 уменьшится, а магнитная индукция  $B_2$  возрастет. В новом положении подвижной системы наступит равенство моментов  $M_1 = M_2$ .

Приравняем правые части выражений (1.13) и (1.14)

$$I_1 N_1 b_1 I_1 B_1(\alpha) = I_2 N_2 b_2 I_2 B_2(\alpha)$$

и полученному выражению придадим вид отношения

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{I_2 N_2 b_2 B_2(\alpha)}{I_1 N_1 b_1 B_1(\alpha)} = k \frac{B_2(\alpha)}{B_1(\alpha)}. \quad (1.15)$$

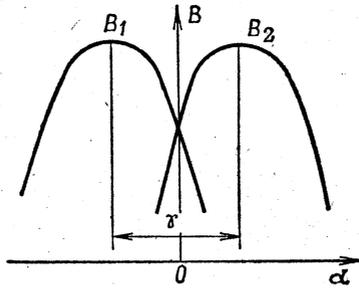


Рисунок 1.15 – График распределения магнитной индукции в воздушном зазоре магнитоэлектрического логометра

Из графика на рис. 1.15 видно, что законы изменения магнитных индукций  $B_1$  и  $B_2$  от угла поворота различны. Следовательно, отношение этих величин есть функция, зависящая от угла поворота, т.е.

$$\frac{B_2(\alpha)}{B_1(\alpha)} = F(\alpha).$$

Тогда уравнение (1.15) примет вид:

$$\frac{I_1}{I_2} = kF(\alpha). \quad (1.16)$$

Разрешая уравнение (1.16) относительно угла поворота подвижной системы, получим общее уравнение шкалы логометра

$$\alpha = f\left(\frac{I_1}{I_2}\right). \quad (1.17)$$

Из выражения (1.17) видно, что угол поворота подвижной системы логометра пропорционален отношению токов, протекаю-

щих по его рамкам (но не величине тока, как это имело место в однорамочном механизме).

Напомним, что рамки логометров питаются от общего источника. Если при неизменном значении измеряемого параметра изменится напряжение питания, то согласно закону Ома в одинаковой степени изменятся токи, протекающие по рамкам, а их отношение (и угол поворота подвижной системы) останется неизменным.

Независимость показаний логометра от колебаний напряжения источника питания является ценным свойством измерительного механизма.

Рассмотренные выше особенности магнитоэлектрического логометра с неподвижным магнитом и подвижными рамками являются общими для логометров других систем и конструкций.

Рассмотрим примеры использования данного измерительного механизма для измерения физических величин.

Кроме измерения сопротивлений проводников и приемников (единицы, десятки и сотни Ом) на практике необходимо проверять качество изоляции электрических сетей и электрических устройств. В этих случаях речь идет о сопротивлениях в тысячи и миллионы Ом. Измерить такие сопротивления обычным омметром не представляется возможным, так как напряжение его низковольтного источника недостаточно для работы измерительного механизма. Кроме того, по требованиям техники безопасности измерение сопротивления изоляции должно производиться с ее одновременным испытанием на электрическую прочность, т.е. под напряжением, большим номинального напряжения устройства.

В промышленных приборах, предназначенных для измерения больших по величине сопротивлений, мегаом метр ах вместо низковольтных химических источников тока применяют высоковольтные (от 100 до 2500 В) генераторы постоянного тока, роторы которых приводятся во вращение от руки.

Из-за различной частоты вращения напряжение, выдаваемое генератором, оказывается меняющимся и применить в приборе однорамочный магнитоэлектрический измерительный механизм нельзя, так как его показания будут зависеть не только от величины измеряемого сопротивления, но и частоты вращения ротора генератора.

В качестве указателя в промышленных мегаомметрах применяют магнитоэлектрический логометр с подвижными рамками и неподвижным магнитом (рис. 1.16).

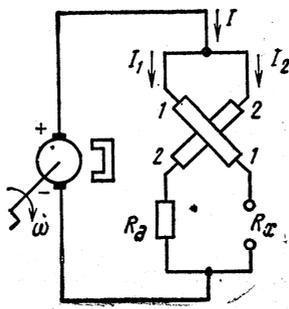


Рисунок 1.16 – Схема мегаомметра

Обе рамки подключаются параллельно к генератору постоянного тока  $I$ . В цепь рамки 2-2 включено добавочное сопротивление  $R_0$ , а в цепь рамки 1-1 – измеряемое сопротивление  $R_x$ .

При постоянной частоте вращения ротора генератора ток  $I_2$  является величиной постоянной, а ток  $I_1$  зависит от величины сопротивления  $R_x$ . Отношение токов  $I_1/I_2$  оказывается функционально связанным с величиной измеряемого сопротивления, и уравнение шкалы прибора имеет вид:

$$\alpha = f(R_x). \quad (1.18)$$

Изменение скорости вращения ротора генератора (при  $R_x = const$ ) вызовет изменение обоих токов в одинаковой степени, а их отношение останется неизменным, т.е. колебания напряжения источника не будут влиять на точность измерения.

В авиационных топливомерах в качестве указателя применяют логометр с поворотными рамками и регулируемым резистором  $R$ , включенным по схеме делителя тока (рис. 1.17).

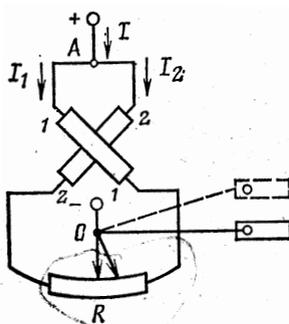


Рисунок 1.17 – Схема авиационного топливомера с магнитоэлектрическим логометром

Прибор питается от бортовой сети постоянного тока. В цепи обеих рамок оказывается включенным часть сопротивления резистора  $R$ .

Общий ток, потребляемый прибором, в точке  $A$  разветвляется (делится) на два тока: ток  $I_1$  и ток  $I_2$ , которые протекают по соответствующим рамкам (отсюда и название схемы - делитель тока).

Если ползунок  $C$  находится в среднем положении, сопротивления обеих частей делителя равны, равны и токи  $I_1$  и  $I_2$ , отношение токов  $I_1/I_2 = 1$  и подвижная система логометра находится в среднем положении.

При заполнении бака топливом ползунок  $C$  перемещается по схеме вправо, сопротивление в цепи первой рамки уменьшается, а в цепи второй – увеличивается. В итоге меняются оба тока, их отношение и угол поворота подвижной системы логометра. Здесь токи рамок функционально связаны с количеством топлива  $Q$  и уравнение шкалы имеет вид

$$\alpha = f(Q). \quad (1.19)$$

Изменение напряжения в бортовой сети (при  $Q = const$ ) в одинаковой степени изменит токи в рамках, а их отношение (и угол поворота подвижной системы) останется без изменения.

Рассмотренная конструкция магнитоэлектрического логометра имеет два существенных недостатка:

- наличие подковообразного постоянного магнита увеличивает массу и габариты прибора;
- наличие токоподводящих пружин уменьшает устойчивость прибора к электрическим перегрузкам и механическим воздействиям (тряскам, вибрациям, ударам).

В авиационных приборах более широкое применение получили магнитоэлектрические логометры другого типа – с неподвижными рамками и поворотным магнитом.

### **1.1.5.2 МАГНИТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ЛОГОМЕТР С НЕПОДВИЖНЫМИ РАМКАМИ И ПОВОРОТНЫМ МАГНИТОМ**

Устройство логометра с неподвижными рамками и поворотным магнитом показано на рис. 1.18.

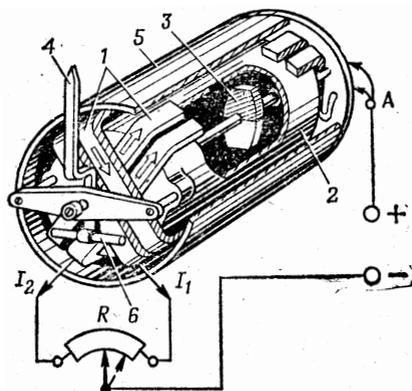


Рисунок 1.18 – Устройство магнитоэлектрического логометра с поворотным магнитом:

- 1 – двухсекционные рамки; 2 – каркас; 3 – поворотный магнит;  
4 – стрелка с противовесами; 5 – магнитный экран; 6 – установочный магнит

Основными деталями логометра являются:

- две неподвижные одинаковые двухсекционные рамки  $I_1$ , расположенные под углом друг к другу;
- медный каркас 2, выполняющий роль успокоителя (демпфера), в котором при колебаниях постоянного магнита индуктируются токи, успокаивающие подвижную систему;
- поворотный магнит 3, закрепленный на оси в корундовых подпятниках;
- стрелка 4 с противовесами, соединенная с осью;
- магнитный экран 5 из пермаллоя, уменьшающий влияние внешних магнитных полей на показания логометра;
- установочный магнит 6.

Направление магнитных потоков, создаваемых при протекании токов в рамках  $I-1$  и  $2-2$ , определяется правилом правой руки для соленоида (рис. 1.19).

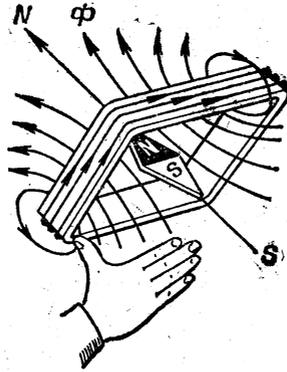


Рисунок 1.19 – Определение направления магнитного потока в рамке с током по правилу правой руки

На рис. 1.20, *а* показаны две рамки логометра, сдвинутые в пространстве на угол  $90^\circ$ , а на рис. 1.20, *б* – векторная диаграмма магнитных потоков  $\Phi_1$  и  $\Phi_2$ , создаваемых этими рамками, для случая равенства токов  $I_1$  и  $I_2$ .

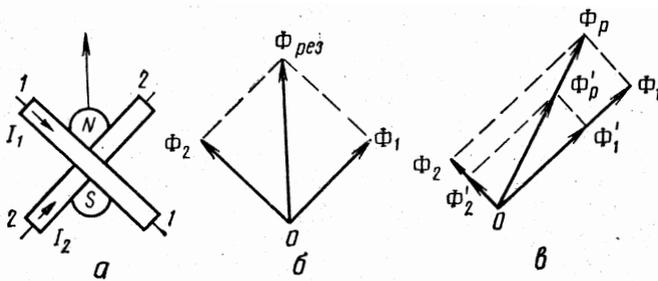


Рисунок 1.20 – Логометр (*а*) и векторные диаграммы магнитных потоков (*б* и *в*)

Принцип действия логометра с неподвижными рамками заключается в том, что поворотный постоянный магнит устанавливается в направлении результирующего магнитного потока  $\Phi_p$ , определяемого как геометрическая сумма потоков, создаваемых токами катушек.

Если изменить силу тока в рамках (на рис. 1.20, *в* показана диаграмма для случая  $I_1 > I_2$ ), то при геометрическом сложении магнитных потоков  $\Phi_1$  и  $\Phi_2$  произойдет поворот результирующего магнитного потока  $\Phi_p$ , а за ним и поворотного магнита со стрелкой.

При уменьшении величины питающего напряжения уменьшатся в одинаковой степени магнитные потоки обеих рамок (на рис. 1.20, *в* – до величины  $\Phi'_1$  и  $\Phi'_2$ ), уменьшится величина результирующего магнитного потока  $\Phi'_p$ , но его направление и положение магнита, а следовательно и показания логометра, не изменятся.

Угол полного отклонения поворотного магнита можно увеличить, развернув рамки. Однако если угол между магнитными потоками окажется более  $120^\circ$ , устанавливающий момент в середине шкалы начнет значительно уменьшаться (рис. 1.21). На практике в двухрамочных логометрах этот угол не превышает  $130^\circ$ .

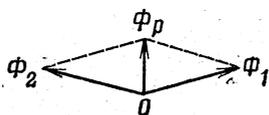


Рисунок 1.21 – Векторная диаграмма магнитных потоков логометра для определения устанавливающего момента в середине шкалы

Для получения больших углов поворота подвижной системы (а в авиации применяют измерительные механизмы с углом поворота более  $360^\circ$ ) используют трех- и четырехрамочные логометры.

В некоторых конструкциях логометров для увеличения установочного момента рамки наматывают на ферромагнитные сердечники.

И наконец, еще одна особенность авиационных логометров. Выше отмечалось, что логометры не имеют противодействующих пружин и подвижная система в обесточенном состоянии может находиться в любом положении. В авиационных логометрах в целях исключения ложной информации подвижная система в обес-

точном положении прибора перемещается до упора влево за нулевую отметку шкалы.

В логометре рассматриваемого типа (см. рис. 1.18) возврат подвижной системы за начало шкалы осуществляется за счет взаимодействия магнитных полей поворотного и установочного магнитов. Установочный магнит практически не оказывает влияния на показания включенного логометра, но его магнитный поток оказывается достаточным для возврата подвижной системы в исходное положение.

Достаточное распространение получили логометры магнитоэлектрической системы, у которых в цепи рамок включают полупроводниковые диоды – логометры выпрямительной системы. Эти приборы работают в цепях переменного тока и могут быть использованы для измерения емкости, индуктивности, частоты.

На летательных аппаратах детекторные приборы в комплекте с соответствующими преобразователями применяются для измерения давлений в различных системах, температур и т.п.

## 1.2 ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МОСТОВЫЕ СХЕМЫ

Электрические мостовые схемы относятся к наиболее точным и чувствительным схемам, применяемым в электроизмерительных приборах и устройствах авиационной автоматики.

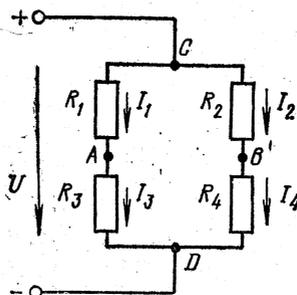


Рисунок 1.22 – К пояснению принципа образования мостовой схемы

На рис. 1.22 представлена электрическая схема, в которую включены четыре резистора, образующие две параллельные ветви с эквивалентными сопротивлениями  $R_{1,3}$  и  $R_{2,4}$ . К узловым точкам  $C$  и  $D$  подключен источник питания с напряжением  $U$ .

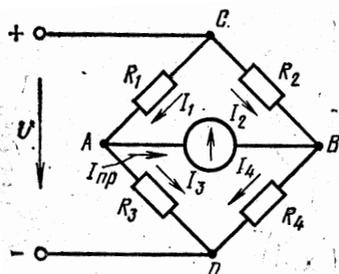


Рисунок 1.23 – Схема электрического моста постоянного тока

На рис. 1.23 начертание схемы несколько изменено, а между точками  $A$  и  $B$  дополнительно включен измерительный прибор, который образует «мост» между параллельными ветвями. Отсюда и происходит название «электрическая мостовая схема». Таким образом, «мостом» в схеме рис. 1.23 является ветвь  $AB$ , но этот термин распространяют на всю схему.

Сопротивления  $R_1$ - $R_4$  называют плечами моста: точки  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $D$  – вершинами моста, ветвь  $AB$  – измерительной диагональю, ветвь  $CD$  – питающей диагональю.

По роду тока мостовые электрические схемы делятся на мосты постоянного и мосты переменного тока.

При включенном источнике питания возможны два состояния мостовой схемы:

- уравновешенное – ток в измерительной диагонали не протекает;
- неуравновешенное – ток в измерительной диагонали протекает.

На практике используются оба состояния мостовой схемы.

Если мост уравновешен, то  $I_{np} = 0$ , т.е. можно считать, что эта ветвь выключена и схема моста превращается в схему, как на рис. 1.23. В свою очередь, это может иметь место при равенстве потенциалов точек  $A$  и  $B$ , т.е.  $\varphi_A = \varphi_B$ .

Но потенциалы  $\varphi_A$  и  $\varphi_B$  равны при равенстве падений напряжений на смежных плечах моста, т.е.  $U_1 = U_2$  и  $U_3 = U_4$ .

Представим данные напряжения по закону Ома через произведения соответствующих токов и сопротивлений:

$$I_1 R_1 = I_2 R_2 ; \quad (1.20)$$

$$I_3 R_3 = I_4 R_4 . \quad (1.21)$$

Из схемы на рис. 1.23, имея в виду, что ток в измерительную диагональ не ответвляется, следует,  $I_1 = I_3$  и  $I_2 = I_4$ . Поделим выражение (1.20) на выражение (1.21), тогда получим:

$$\frac{R_1}{R_3} = \frac{R_2}{R_4} \text{ или } R_1 R_4 = R_2 R_3 . \quad (1.22)$$

В уравновешенной мостовой схеме произведения сопротивлений противоположных плеч равны.

Зная численные значения сопротивлений трех плеч и введя схему в равновесное состояние ( $I_{np} = 0$ ), из уравнения (1.22) можем определить численное значение сопротивления четвертого плеча:

$$R_4 = R_x = \frac{R_2}{R_1} R_3 . \quad (1.23)$$

В неуравновешенном состоянии ток, протекающий по измерительной диагонали, зависит от соотношения сопротивлений плеч, сопротивления указателя и величины напряжения источника питания.

Электрическая мостовая схема является основой ряда измерительных приборов, применяемых для измерения электрических и неэлектрических величин.

В мостах постоянного тока – приборах, предназначенных для точного измерения сопротивлений, используется уравновешенное состояние электрической мостовой схемы.

Для питания мостов применяют марганцево-цинковые химические элементы, монтируемые внутри приборов (внутренний источник). Во многих промышленных мостах к зажимам внутреннего источника присоединены клеммы с надписью БАТ для подключения внешнего источника питания.

Три плеча моста изготавливаются с высокой точностью и представляют собой меры сопротивлений. Однозначная мера выполняется в виде катушки из манганиновой проволоки на одно из следующих сопротивлений:  $10^{\pm n}$  Ом, где  $n$  – целое число.

Десять последовательно соединенных мер с одинаковыми сопротивлениями образуют декаду сопротивлений.

Набор декад с различными сопротивлениями, отличающимися друг от друга в 10, 100, 1000 и т.д. раз, называют магазином сопротивлений (рис. 1.24). Декады соединяют между собой последовательно и с помощью переключателей на магазинах набирают различные сопротивления.

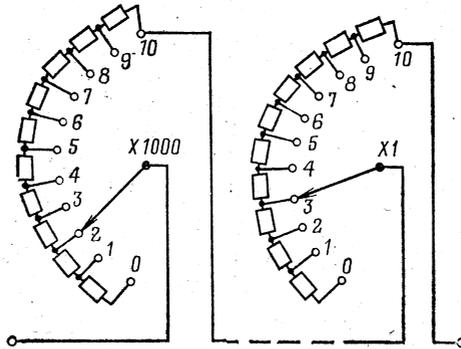


Рисунок 1.24 – Принципиальная схема магазина сопротивлений

Измерительным прибором, применяемым в мостах постоянного тока, является высокочувствительный магнитоэлектрический гальванометр, который выполняет роль индикатора, определяющего наличие тока и указывающего на неуравновешенное состояние моста.

От рассмотренного ранее магнитоэлектрического прибора гальванометр отличается тем, что не имеет спиральных пружин. В гальванометре рамка подвешивается вертикально на металлической нити-подвеске, работающей на скручивание (рис. 1.25), Отсутствие осей (и трения в них) повышает чувствительность указателя в тысячи раз.

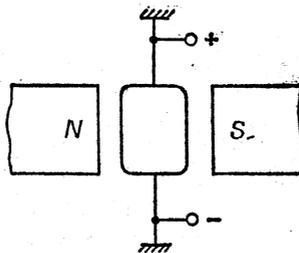


Рисунок 1.25 – К пояснению устройства магнитоэлектрического гальванометра

Упрощенная схема лабораторного моста постоянного тока представлена на рис. 1.26. Под сопротивлением  $R_3$  подразумевается магазин сопротивлений, под сопротивлениями  $R_1$  и  $R_2$  – меры сопротивлений. Плечо  $R_2$  изготавливают из нескольких мер такой величины, чтобы отношение плеч моста  $R_1/R_2$  оказывалось равным величине  $10^{\pm n}$ , где  $n$  – целое число. Вместе взятые плечи  $R_1$  и  $R_2$  называют плечом отношения, а плечо  $R_3$  – плечом сравнения.

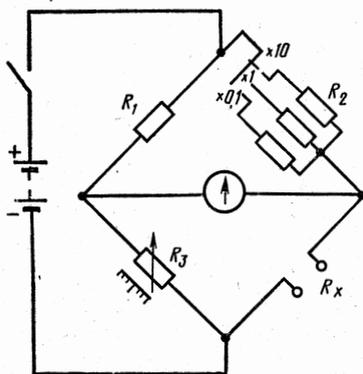


Рисунок 1.26 – Упрощенная схема лабораторного моста постоянного тока

Методика работы с промышленными мостами заключается в следующем:

- к клеммам  $R_x$  подключают резистор, электрическое сопротивление которого измеряется;
- включают источник питания;
- изменяя положение рукояток переключателей плеч отношения и сравнения, вводят мостовую схему в равновесие, т.е. добиваются нулевого показания гальванометра.

В авиационных приборах для измерения неэлектрических величин, функционально связанных с сопротивлением (давления, температуры и т.п.), находят применение неуравновешенные мостовые электрические схемы.

Если мостовая схема находится в неуравновешенном состоянии, то ток, протекающий по измерительной диагонали, зависит от величины питающего напряжения. Для исключения этого влияния при измерении неэлектрических величин в мостовую схему включают магнитоэлектрический логометр.

Мостовая электрическая схема с логометром отличается от рассмотренной выше схемы моста с гальванометром наличием дополнительной ветви-полудиагонали  $CE$  с сопротивлением  $R_5$ , которое ограничивает силу тока в рамках логометра, что в конечном счете увеличивает чувствительность прибора (рис. 1.27).

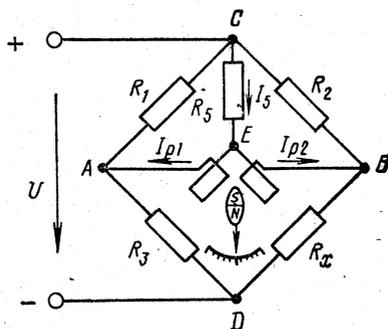


Рисунок 1.27 – Мостовая схема с логометром

В приведенной схеме сопротивления плеч  $R_1$  и  $R_2$  равны. Если сопротивления плеч  $R_3$  и  $R_x$  также равны, то мостовая схема находится в равновесии и потенциалы точек  $A$  и  $B$  равны. В этом состоянии от точки  $C$  к точке  $E$  по сопротивлению  $R_5$  протекает ток  $I_5$ , который в точке  $E$  разветвляется на два одинаковых тока:

$$I_{\rho 1} = I_{\rho 2} = \frac{I_5}{2}.$$

Отношение токов  $I_{p1}/I_{p2} = 1$ , и подвижная система прибора находится в среднем положении.

При уменьшении сопротивления  $R_x$  равновесие моста нарушается, потенциал точки  $B$  понизится и в измерительной диагонали от точки  $A$  к точке  $B$  потечет уравнительный ток  $I_{yp}$ . Теперь токи в рамках логометра определяются следующими выражениями:

$$I_{p1} = \frac{I_5}{2} - I_{yp} \text{ и } I_{p2} = \frac{I_5}{2} + I_{yp} .$$

Отношение токов в рамках станет другим, а именно:

$$\frac{I_{p1}}{I_{p2}} = \frac{I_5 - 2I_{yp}}{I_5 + 2I_{yp}} < 1,$$

и подвижная система займет новое положение.

Так как при разбалансе моста токи рамок изменяются в противоположных направлениях, то их отношение меняется более резко, что значительно увеличивает чувствительность прибора.

## **2 ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ДИСТАНЦИОННЫЕ ПЕРЕДАЧИ**

### **2.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ДИСТАНЦИОННЫХ ПЕРЕДАЧАХ**

В авиационном оборудовании часто возникает необходимость управлять теми или иными устройствами (системами) на расстоянии. Так, например, управление стрельбой из пушек может осуществляться с прицельной станции, которая в общем случае находится на значительном расстоянии от пушек. Механическая связь между пушками и прицельной станцией при этом практически невозможна.

В то же время положение стволов пушек должно определяться положением оптической оси прицельной станции. При повороте прицельной станции на некоторый угол в ту или другую сторону пушки должны следовать за станцией, т.е. поворачиваться в ту же сторону на такой же угол.

Эту задачу обычно решают с помощью электрических дистанционных передач. Указанные передачи могут применяться не только для управления на расстоянии мощными системами (исполнительными устройствами), в которых сигнал датчика должен точно отрабатываться исполнительным устройством. Электрические дистанционные передачи могут применяться также для других целей. Так, например, на самолете целый ряд измерительных устройств (датчиков) установлен далеко от кабины самолета (датчики давления, температуры, скорости и т.д.). Соответствующие указатели (индикаторы) этих измерительных устройств расположены в кабине самолета в целях контроля за величиной измеряемых параметров (температуры, давления, скорости и т.д.).

Для передачи сигналов от указанных измерительных устройств к соответствующим указателям (индикаторам) в кабину также необходимы электрические дистанционные передачи. Причем, если выходной величиной рассматриваемых измерительных устройств является электрический сигнал, то дистанционная передача сигналов может осуществляться весьма просто с помощью обычных проводов. Если же выходной величиной измерительного устройства является механическое перемещение, то для передачи его на значительные расстояния необходимо предварительно преобразовать указанное перемещение в электрический сигнал. В дальнейшем после передачи этого сигнала по проводам к электрическому приемнику (указателю) в последнем осуществляется обратное преобразование электрического сигнала в механическое перемещение некоторой стрелки (индекса), пропорциональное исходному механическому перемещению измерительного устройства.

Таким образом, под электрической дистанционной передачей понимают систему, предназначенную для передачи на расстояние электрическими методами сигналов электрических датчиков.

Электрические дистанционные передачи обладают рядом преимуществ по сравнению с другими видами передач (механическими, в том числе гидравлическими, пневматическими и др.). В частности, они, как правило, имеют меньший вес и габариты, более надежны и удобны в эксплуатации и т.п.

Электрические дистанционные передачи, применяемые в авиационном оборудовании, можно классифицировать по ряду признаков.

1. По виду датчиков, используемых в дистанционной передаче:

- а) потенциометрические;
- б) сельсинные;
- в) магнесинные и т.п.

2. По величине мощности:

- а) передачи малой мощности, или индикаторные;
- б) силовые передачи, или следящие системы.

В индикаторных передачах сигнал малой мощности, получаемый от измерительного устройства, передается непосредственно на указательный прибор-индикатор, отсюда и название – индикаторная передача. В схемах индикаторных передач не применяются дополнительные усилители для усиления сигнала, получаемого от измерительного устройства. Поэтому такие передачи и характеризуются малой мощностью.

Особенностью силовых, или следящих, дистанционных передач является наличие в схеме дополнительного усилителя мощности. В этом случае маломощный сигнал датчика усиливается с помощью указанного усилителя до такой величины, которая необходима для управления достаточно мощным исполнительным устройством.

Таким образом, в следящих системах осуществляется управление мощными исполнительными устройствами за счет маломощных сигналов датчика.

3. Порода тока, используемого для питания дистанционной передачи:

- а) передачи постоянного тока;
- б) передачи переменного тока.

4. По количеству проводов линии связи:

- а) однопроводные;
- б) двухпроводные;
- в) трехпроводные и т.д.

5. По величине угла поворота (для систем передачи углов поворота различных устройств):

- а) ограниченного угла поворота (менее  $360^\circ$ );
- б) неограниченного угла поворота, или круговые.

Важнейшим требованием, которое предъявляется к любой электрической дистанционной передаче, является точность передачи (воспроизведения) передаваемого сигнала. Если, например, исполнительное устройство силовой дистанционной передачи будет обрабатывать сигнал, задаваемый датчиком с большой погрешностью, вся следящая система может не выполнить своего назначения. Так, если стволы пушек будут поворачиваться на угол, отличный от угла поворота прицельной станции, прицельная стрельба будет невозможной. Для повышения точности работы дистанционных передач в ряде случаев применяются специальные меры, некоторые из них рассмотрены ниже.

В авиационном оборудовании наибольшее распространение получили потенциметрические и сельсинные индикаторные и силовые дистанционные передачи. В авиационных приборах находят применение также магнесинные индикаторные передачи.

## **2.2 ПОТЕНЦИОМЕТРИЧЕСКИЕ ДИСТАНЦИОННЫЕ ПЕРЕДАЧИ ПОСТОЯННОГО ТОКА**

Электрические дистанционные передачи этого типа получили наибольшее распространение в приборной автоматике. Они более чувствительны и просты по устройству в сравнении с передачами на переменном токе, однако обладают, как правило, и меньшей мощностью. Поэтому для дистанционного управления силовыми устройствами основное применение находят более мощные дистанционные передачи переменного тока.

В принципе потенциметрические дистанционные передачи постоянного тока могут использоваться как в качестве индикаторных, так и в качестве следящих (силовых) электрических дистанционных передач.

## Индикаторная потенциометрическая дистанционная передача

Как отмечалось выше, индикаторная электрическая дистанционная передача представляет собой систему, которая позволяет электрическим методом передавать на измерительный прибор (индикатор) сигналы, получаемые от датчика. При этом датчик и индикатор могут находиться на значительном расстоянии один от другого.

Любая индикаторная дистанционная передача состоит из трех основных элементов: датчика сигналов, линии связи и измерительного прибора (индикатора).

Блок-схема индикаторной дистанционной передачи показана на рис. 2.1, где обозначено:  $D$  – датчик сигналов;  $\Pi$  – приемник, или индикатор (указатель), передачи;  $\alpha$  – входной сигнал (угол поворота датчика);  $\alpha'$  – перемещение стрелки указателя. В индикаторных потенциометрических передачах в качестве датчика сигналов используется линейный или круговой потенциометрический датчик. Первый из них применяется в передачах с ограниченным углом поворота (менее  $360^\circ$ ), второй – в пределах с неограниченным углом поворота (круговые передачи). В качестве измерительного прибора (индикатора) обычно используется магнитоэлектрический лагометр с тремя неподвижными рамками (катушками) и подвижным постоянным магнитом. Линия связи дистанционной передачи представляет собой электрические провода, соединяющие датчик с измерительным прибором.



Рисунок 2.1 – Блок-схема индикаторной дистанционной передачи

Среди индикаторных потенциометрических дистанционных передач наиболее широко применяются круговые передачи с неограниченным углом поворота. В качестве датчика сигналов в круговых передачах используется, как отмечалось, круговой потенциометрический датчик. Такие системы могут использоваться, в частности, для передачи на индикатор, расположенный в кабине, положений магнитной стрелки, находящейся вне кабины.

Рассмотрим устройство и принцип действия элементов, составляющих круговую индикаторную потенциометрическую дистанционную передачу.

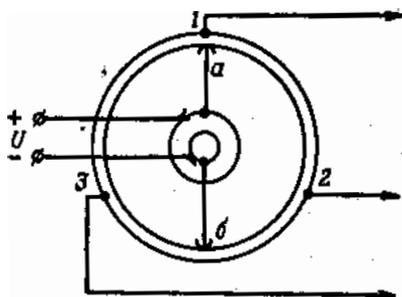


Рисунок 2.2 – Круговой потенциометрический датчик

Круговой потенциометрический датчик представляет собой кольцевой реостат с угловым перемещением ползунка, которое преобразуется в электрический сигнал (напряжение) на выходе датчика.

Датчик имеет каркас в виде кольца, изготовленный из изоляционного материала. На кольце равномерно в один слой размещена обмотка из высокоомного провода (константан, манганин и т.п.).

Подвод напряжения питания к обмотке датчика осуществляется через два контактных кольца и две пары щеток (рис. 2.2). Одна пара щеток, как видно из рисунка, обеспечивает соединение

источника питания с кольцами, вторая пара (щетки  $a$  и  $b$ ) жестко связана с кольцами.

Контактные кольца укреплены на оси датчика. Подвижные щетки  $a$  и  $b$  касаются обмотки потенциометра всегда в диаметрально противоположных точках. Ось датчика механически соединяется с валом, угол поворота которого необходимо передать на расстояние. При повороте вала на некоторый угол на такой же угол поворачиваются контактные кольца и связанные с ними щетки  $a$  и  $b$ , при этом изменяется положение этих щеток на обмотке потенциометра.

Съем выходных сигналов (напряжений) датчика производится с трех неподвижных точек (отпаяк)  $1, 2, 3$  обмотки в виде напряжений  $U_{12}, U_{23}, U_{31}$ . Указанные точки (отпайки) сдвинуты одна относительно другой на угол  $120^\circ$ .

При повороте оси датчика происходит поворот щеток  $a$  и  $b$  относительно обмотки, что приводит к изменению потенциалов неподвижных точек  $1, 2, 3$ . Последнее обуславливает изменение величин напряжений  $U_{12}, U_{23}, U_{31}$ , получаемых на выходе датчика.

Проследим, как изменяются выходные напряжения датчика  $U_{12}, U_{23}, U_{31}$  при изменении входной величины, т.е. угла поворота  $a$  оси датчика. Для этого определим значения потенциалов неподвижных точек  $1, 2, 3$  при различных значениях  $\alpha$  и, следовательно, при различных положениях подвижных щеток  $a$  и  $b$  на потенциометре.

На рис. 2.3 показан круговой потенциометр при различных положениях указанных щеток (различных значениях  $\alpha$ ). Примем за исходное (нулевое) положение оси датчика ( $\alpha = 0$ ) такое положение, при котором подвижная щетка  $a$  расположена в точке  $1$  (рис. 2.3,  $a$ ). Пусть минус источника питания датчика  $U$  заземлен. Тогда потенциал щетки  $b$ , соединенной с минусом источника, всегда равен нулю  $\varphi_b = 0$  независимо от положения этой щетки на по-

тенциометре. Поэтому потенциалы всех других точек потенциометра удобно отсчитывать от нулевого потенциала, т.е. от щетки  $b$ .

Как уже отмечалось, подвижные щетки  $a$  и  $b$  касаются обмотки потенциометра всегда в диаметрально противоположных точках. Поэтому линия, соединяющая эти щетки, делит кольцевой потенциометр на две равные части, каждая из которых составляет  $180^\circ$ . Обмотка потенциометра всегда делится щетками  $a$  и  $b$  также на две равные части, которые включены параллельно по отношению к источнику питания  $U$ . Поэтому при равномерно намотанной обмотке напряжение, приходящееся на один градус потенциометра, составляет величину  $\frac{U}{180^\circ}$ .

Из рис. 2.3, а видно, что точка 2 удалена от щетки  $b$  (точка нулевого потенциала) на  $60^\circ$ . Тогда потенциал данной точки  $\varphi_2$  будет равен

$$\varphi_2 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 60^\circ = \frac{1}{3}U .$$

То же самое относится к точке 3, которая находится на второй параллельной ветви обмотки и удалена от щетки  $b$  также на угол

$60^\circ$ , т.е.  $\varphi_3 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 60^\circ = \frac{1}{3}U$ . Соответственно, потенциал точки 1,

удаленной на  $180^\circ$  от точки  $b$ , будет  $\varphi_1 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 180^\circ = U$ . Таким об-

разом, потенциал той или иной точки потенциометра в пределах дуги  $180^\circ$  будет тем больше, чем дальше она отстает от щетки  $b$  (точки нулевого потенциала). Точки потенциометра, равноудаленные от щетки  $b$ , имеют одинаковые потенциалы.

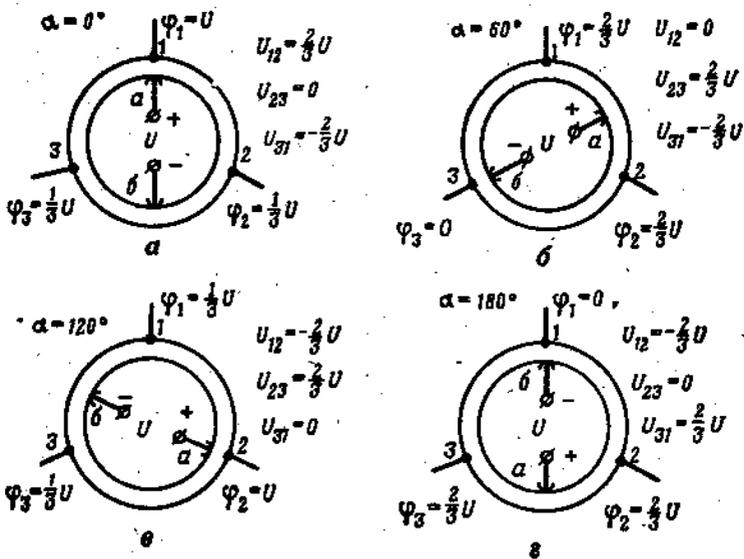


Рисунок 2.3 – Распределение потенциалов точек кругового потенциометра при различных значениях угла поворота  $\alpha$  подвижных щеток (а, б, в, г)

Получив значения потенциалов в точках 1, 2, 3 потенциометра (рис. 2.3, а), можно записать выражения для выходных напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  при  $\alpha = 0$ :

$$U_{12} = \varphi_1 - \varphi_2 = U - \frac{1}{3}U = \frac{2}{3}U ;$$

$$U_{23} = \varphi_2 - \varphi_3 = \frac{1}{3}U - \frac{1}{3}U = 0 ;$$

$$U_{31} = \varphi_3 - \varphi_1 = \frac{1}{3}U - U = -\frac{2}{3}U .$$

Аналогичным образом можно определить величину потенциалов точек 1, 2, 3 и выходных напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  при других значениях угла  $\alpha$ .

Так при повороте оси потенциометра (щеток а и б) по направлению вращения стрелки часов на угол  $\alpha = 60^\circ$  (рис. 2.3, б) потенциалы неподвижных точек 1, 2, 3 будут:

$$\varphi_1 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 120^\circ = \frac{2}{3}U ;$$

$$\varphi_2 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 120^\circ = \frac{2}{3}U ;$$

$$\varphi_3 = 0 .$$

Аналогично можно составить выражения для  $\varphi_1$ ,  $\varphi_2$ ,  $\varphi_3$  и  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  при углах  $\alpha$ , например, равных  $240$  и  $300^\circ$ , чтобы проследить характер изменения выходных напряжений потенциометра за один полный оборот подвижных щеток а и б. Используя полученные значения выходных напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  для разных  $\alpha$ , можно построить статическую характеристику кругового потенциометрического датчика, т.е. зависимость  $U_{12} = f(\alpha)$ ;  $U_{23} = f(\alpha)$ ;  $U_{31} = f(\alpha)$ .

Данная характеристика показана на рис. 2.4, из которого видно, что закон изменения  $U_{12} = f(\alpha)$ ;  $U_{23} = f(\alpha)$ ;  $U_{31} = f(\alpha)$  напоминает характер изменения ЭДС в трехфазной системе переменного тока, состоящей из трех одинаковых обмоток, расположенных под углом  $120^\circ$  одна к другой.

Из электротехники известно, что такие трехфазные системы способны создавать вращающееся магнитное поле, которое совершает один полный оборот за один период переменного напряжения.

Из рис. 2.4 также видно, что каждое из выходных напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$  и  $U_{31}$  совершает полный цикл изменения за один оборот подвижных щеток (оси) датчика.

Таким образом, каждому полному обороту оси датчика соответствует один период изменения выходных напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$ .

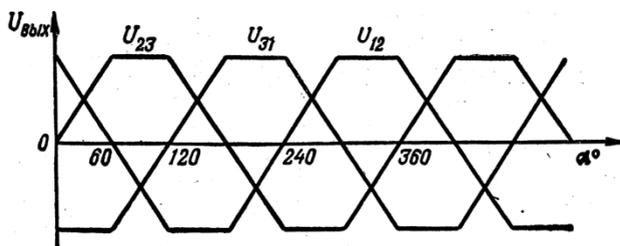


Рисунок 2.4 – Статическая характеристика кругового потенциометра

Это обстоятельство, как увидим в дальнейшем, обуславливает синхронное вращение стрелки индикаторного прибора дистанционной передачи по отношению к оси датчика.

Линия связи индикаторной потенциометрической передачи представляет собой, как уже отмечалось, три электрических провода, с помощью которых соединяют три неподвижные точки 1, 2, 3 кругового потенциометра с одноименными точками 1, 2, 3 на указателе (индикаторе).

Индикатор, или указатель передачи, представляет собой магнитоэлектрический логометр (рис. 2.5). Неподвижная часть прибора

(статор) имеет вид кольца с обмоткой. Кольцо (магнитопровод) набирают из листов электротехнической стали.

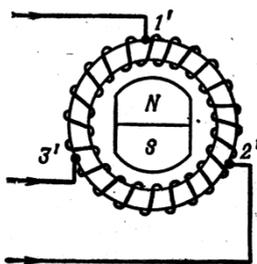


Рисунок – 2.5 Индикатор дистанционной передачи

С трех точек обмотки ( $1'$ ,  $2'$ ,  $3'$ ), взаимно несмещенных на  $120^\circ$ , сделаны выводы (отпайки), так же как в круговом потенциометре (датчике) передачи. В результате вся обмотка индикатора разбивается на три части (три катушки), оси которых сдвинуты одна относительно другой на  $120^\circ$ .

Ротор указателя представляет собой постоянный магнит, который может свободно перемещаться вокруг оси (рис. 2.5). На оси магнита закреплена стрелка. Указатель имеет круговую шкалу. Рассмотрим работу круговой дистанционной передачи в целом. Принципиальная электрическая схема передачи показана на рис. 2.6. Как уже отмечалось, такие схемы используются для передачи на расстояние угловых положений тех или иных элементов в приборной автоматике, например передачи на индикатор, расположенный в кабине самолета угловых положений магнитной стрелки, расположенной вне кабины.

При повороте такого элемента на некоторый угол  $\alpha$  на такой же угол поворачивается связанная с ним ось датчика передачи - кругового потенциометра. При этом на угол  $\alpha$  поворачиваются подвижные щетки  $a$  и  $b$  потенциометра. Последнее приводит к изме-

нению выходных напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  потенциометра в соответствии с графиками на рис. 2.4. Напряжения  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  обуславливают протекание соответствующих токов  $I_1$ ,  $I_2$ ,  $I_3$  в линии передачи и катушках статора указателя.

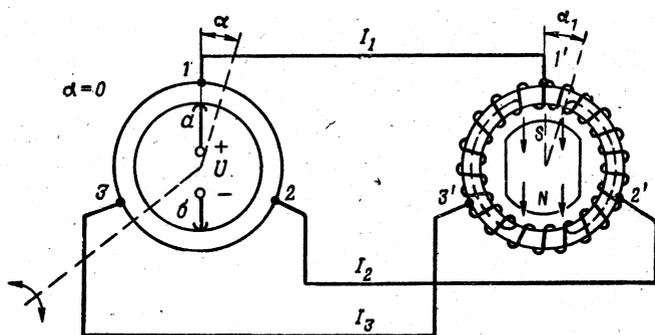


Рисунок 2.6 – Принципиальная схема круговой индикаторной передачи

Из рис. 2.4 видно, что характер изменения напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  при изменении угла поворота оси датчика аналогичен характеру изменения напряжений в трехфазной системе переменного тока. Очевидно, что токи  $I_1$ ,  $I_2$ ,  $I_3$  в катушках указателя, обусловленные этими напряжениями  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$ , будут изменяться по такому же закону.

Другими словами, токи в катушках указателя изменяются так же, как в трехфазной обмотке, например в обмотке статора трехфазного двигателя переменного тока.

В таких системах, как уже упоминалось, создается вращающееся магнитное поле. Следовательно, обмотки статора указателя дистанционной передачи при протекании по ним токов  $I_1$ ,  $I_2$ ,  $I_3$ , обусловленных выходными напряжениями  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  датчика, также создают вращающееся магнитное поле.

Это поле взаимодействует с полем постоянного магнита ротора, что приводит к появлению вращающего (синхронизирующего) момента  $M_c$ , под действием которого ротор указателя со стрелкой начнет вращаться в ту же сторону, что и поле. Таким образом, вращающееся поле статора как бы увлекает за собой постоянный магнит (ротор со стрелкой). При этом синхронизирующий момент  $M_c$  всегда стремится повернуть ротор (постоянный магнит) на такой угол, при котором продольная ось постоянного магнита (или, иначе, его полюса) точно совпадала бы с осью вращающегося поля (полюсами вращающегося поля).

При таком согласованном положении ротора с полем синхронизирующий момент  $M_c$  равен нулю. Всякое отставание ротора от поля статора (рассогласование) приводит к увеличению синхронизирующего момента  $M_c$ , благодаря чему ротор догоняет поле.

Полный оборот ( $360^\circ$ ) вращающегося поля совершается, как известно, за один полный цикл изменения питающих напряжений, в нашем случае напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$ . Из рис. 2.4 видно, что такой полный цикл изменения напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  совершается за один полный оборот оси датчика (щеток  $a$  и  $b$ ). Поэтому каждому полному обороту оси датчика соответствует один оборот магнитного поля и соответственно один полный оборот ротора указателя со стрелкой.

Если бы ось ротора датчика вращалась непрерывно с некоторой скоростью, то также непрерывно с такой же скоростью вращался бы ротор указателя передачи со стрелкой. Если вращение оси ротора датчика прекращается при некотором значении угла  $\alpha = \alpha_1$ , то в этот же момент прекращается изменение напряжений  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  (они принимают постоянные значения, соответствующие  $\alpha_1$ ), прекращается вращение магнитного поля и соответственно прекращается вращение ротора указателя со стрелкой. Следовательно, ротор остановится при значении угла  $\alpha = \alpha_1$ . Таким обра-

зом, каждому углу поворота  $\alpha$  оси датчика соответствует такой же угол поворота  $\alpha$  ротора указателя со стрелкой.

Последнее обусловлено тем, что постоянный – магнит (ротор указателя), как отмечалось выше, стремясь за счет  $M_c$  установиться по направлению вращающегося магнитного поля, будет поворачиваться каждый раз на такой же угол, как и это поле. В свою очередь ось магнитного поля статора поворачивается так же, как ось датчика (щетki  $a$ ,  $b$ ).

Таким образом, ось постоянного магнита индикатора каждый раз поворачивается на такой же угол, как и ось (подвижные щетки  $a$  и  $b$ ) датчика.

Такое положение в дистанционной передаче, при котором ось датчика и ось приемника повернуты на один и тот же угол, называется *согласованным* положением. Если ось приемника оказалась повернута на угол  $\alpha'_1$  не равный углу  $\alpha_1$  поворота оси датчика, то в системе появляется рассогласование  $\Theta = \alpha_1 - \alpha'_1$ , что приводит к появлению синхронизирующего момента  $M_c$  под действием которого ротор поворачивается так, чтобы исчезло рассогласование  $\Theta$ .

Для углов рассогласования  $\Theta \leq 30^\circ$  величина момента  $M_c$  примерно пропорциональна  $\Theta$ :

$$M_c \cong k\Theta,$$

где  $k$  – коэффициент усиления (чувствительность) передачи.

Работу дистанционной передачи можно пояснить и с помощью графического построения оси результирующего поля статора указателя для различных значений угла  $\alpha$ . На рис. 2.6 показано положение элементов передачи при угле  $\alpha = 0$ . При этом по участкам (катушкам) обмотки указателя, заключенным между точками  $1'-2'$  и  $3'-1'$  протекают токи, соответствующие напряжениям  $U_{12}$  и  $U_{31}$ . По участку обмотки, заключенному между точками  $2'-3'$ , ток

не протекает, так как напряжение  $U_{23}$ , прикладываемое к этому участку обмотки (при  $\alpha = 0$ ), равно нулю.

Применив правило правой руки для определения направления потоков, созданных при этом в статоре, видим, что в верхней части статора образует северный полюс результирующего поля, в нижней – южный.

В направлении оси этого поля установится и ротор указателя со стрелкой.

Следует иметь в виду, что реальная дистанционная передача работает обычно с некоторой погрешностью, т.е. при повороте оси датчика на угол  $\alpha$  ось ротора приемника поворачивается в общем случае на угол  $\alpha'$ , не равный углу  $\alpha$ .

Последнее обусловлено наличием трения в опорах оси ротора приемника, трения ротора о воздух, а при наличии нагрузки – влиянием момента нагрузки на приемник и другими факторами.

Величина погрешности системы в передаче угловых перемещений оценивается углом рассогласования  $\Theta$ .

Под углом рассогласования дистанционной передачи понимают разность углов поворота оси датчика  $\alpha$  (командной оси) и оси ротора приемника  $\alpha'$  (исполнительной оси):

$$\Theta = \alpha_1 - \alpha'_1$$

Основными характеристиками любой индикаторной дистанционной передачи является величина угла рассогласования  $\Theta$  и величина синхронизирующего момента  $M_c$ .

Как отмечалось выше, синхронизирующий момент  $M_c$  передачи – это вращающий момент, появляющийся при наличии рассогласования в системе ( $\Theta \neq 0$ ). Этот момент всегда направлен так, что стремится уничтожить рассогласование, т.е. стремится повер-

нуть ротор приемника на такой же угол, на какой повернута ось датчика.

Чем больше синхронизирующий момент  $M_c$  передачи, тем меньше (при прочих равных условиях) угол рассогласования  $\Theta$  системы.

В авиационных индикаторных передачах угол рассогласования  $\Theta$  обычно не превышает  $1-2^\circ$ , а в некоторых передачах составляет величину менее  $1^\circ$ .

В заключение необходимо отметить, что колебания напряжения питания, подводимого к подвижным щеткам датчика рассмотренной передачи, практически не сказываются на величине погрешности передачи. Последнее обусловлено тем, что указатель передачи представляет собой прибор логометрического типа, показания которого не зависят от изменения (в некоторых пределах) питающего напряжения.

При работе рассмотренной индикаторной передачи токи  $I_1$ ,  $I_2$ ,  $I_3$  в линии связи, в катушках указателя и датчика протекают все время независимо от того, есть или нет в системе рассогласование.

### Круговая следящая потенциометрическая дистанционная передача

Такие следящие (силовые) дистанционные передачи позволяют осуществлять управление мощными исполнительными устройствами за счет маломощных сигналов на входе.

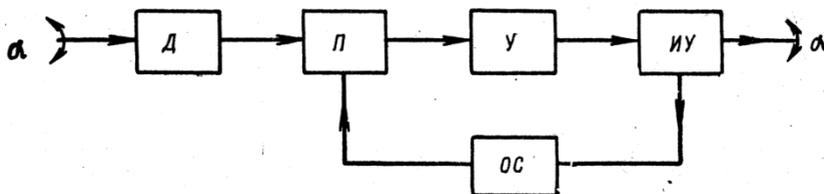


Рисунок 2.7 – Блок-схема следящей передачи

Блок-схема следящей передачи показана на рис. 2.7, где обозначено:  $D$  – датчик передачи;  $P$  – приемник передачи;  $U$  – усилитель;  $IY$  – исполнительное устройство (двигатель);  $OC$  – обратная связь.

Рассмотрим работу датчика  $D$  и приемника  $P$  следящей потенциометрической передачи. Здесь в отличие от индикаторной передачи датчик  $D$  и приемник  $P$  имеют одинаковую конструкцию. В качестве такого датчика  $D$  и приемника  $P$  используются два одинаковых круговых потенциометра. Рассогласование в положениях осей датчика и приемника в индикаторной передаче приводит, как было показано выше, к появлению вращающего (синхронизирующего) момента  $M_c$ . Под действием этого момента приемник передачи приходит в согласованное положение с датчиком.

В следящей передаче рассогласование в положениях осей датчика  $D$  и приемника  $P$  приводит к появлению электрического сигнала (напряжения) на выходе приемника  $U_{\text{вых}}$ . Величина этого напряжения, как будет показано ниже, пропорциональна углу рассогласования ( $\Theta$ ) этих осей:  $U_{\text{вых}} = k\Theta$ .

В следящей системе ось датчика  $D$  жестко связана с некоторой командной осью, с помощью которой задаются управляющие (входные) воздействия (сигналы) в системе.

Ось приемника  $P$  жестко связана с исполнительной осью, которая должна обрабатывать сигналы, задаваемые командной осью, т.е. должна поворачиваться каждый раз на такой же угол, что и командная ось. Следовательно, датчик и приемник следящей системы позволяют получить электрический сигнал (напряжение), пропорциональный углу рассогласования двух механически не связанных между собой осей (валов) – командной и исполнительной.

Последнее становится понятным, если учесть, что сигнал на выходе приемника  $U_{\text{вых}}$  пропорционален рассогласованию в датчика и приемника, а каждый из них жестко связан с одной из осей следящей системы: датчик – с командной, приемник – с исполнительной. Поэтому рассогласование осей датчика  $D$  и приемника  $П$  передачи то же самое, что рассогласование командной и исполнительной осей.

Под рассогласованием  $\Theta$ , так же как и в индикаторной передаче, понимается разность углов поворота командной оси (оси датчика  $D$  передачи)  $\alpha$  и исполнительной оси (оси приемника  $П$  передачи)  $\alpha'$ , т.е.  $\Theta = \alpha - \alpha'$ .

Если эти оси повернуты на одинаковый угол ( $\alpha = \alpha'$ ), то система находится в согласованном положении, т.е. рассогласование в ней равно нулю ( $\Theta = 0$ ).

Датчик  $D$  передачи представляет собой круговой потенциометр, аналогичный тому, который используется в индикаторной передаче (см. рис. 2.2).

Напряжение питания к обмотке потенциометра подводится через два контактных кольца и две пары щеток.

Одна пара щеток (щетki  $a$  и  $b$ ) жестко связана с кольцами и вращается вместе с осью датчика, т.е. вместе с командной осью системы. Щетки  $a$  и  $b$  перемещаются по обмотке потенциометра, касаясь ее в диаметрально противоположных точках. Вторая пара щеток обеспечивает соединение источника питания постоянного тока с кольцами.

С трех неподвижных точек обмотки  $1, 2, 3$  (трех отпаек), смещенных друг относительно друга на  $120^\circ$ , снимаются напряжения  $U_{12}, U_{23}, U_{31}$  величины которых изменяются при повороте оси датчика (щеток  $a$  и  $b$ ) так, как показано на рис. 2.4. Указанные напряжения с помощью трехпроводной линии передачи подводятся к трем неподвижным точкам  $1, 2, 3$  обмотки приемника  $П$  передачи

(рис. 2.8). Приемник  $П$ , как уже отмечалось, представляет собой также круговой потенциометр, конструкция и параметры которого такие же, как у датчика  $Д$ .

Подвижные щетки  $a$  и  $b$  приемника  $П$  жестко связаны с кольцами и с осью приемника (так же, как у датчика  $Д$ ) и вращаются вместе с исполнительной осью следящей системы. Вторая пара щеток (неподвижные щетки), перемещаясь по кольцам, обеспечивает соединение приемника  $П$  с последующим элементом (усилителем) следящей системы. Определим величину напряжения  $U_{\text{вых}}$  на выходе приемника  $П$  для различных значений рассогласования  $\Theta$  в системе.

Рассогласование в при этом будем задавать путем поворота оси датчика  $Д$ , оставляя неподвижной ось приемника  $П$ . Обычно за согласованное положение датчика  $Д$  и приемника  $П$  передачи принимается такое положение их осей, при котором напряжение  $U_{\text{вых}} = 0$ . Этому положению соответствует, как будет показано ниже взаимный сдвиг подвижных щеток датчика  $Д$  и приемника  $П$  на  $90^\circ$  (рис. 2.8,  $a$ ).

Метод определения потенциалов точек  $1$ ,  $2$ ,  $3$  и соответственно напряжений между этими точками  $U_{12}$ ,  $U_{23}$ ,  $U_{31}$  на выходе датчика  $Д$  тот же, что и в индикаторной передаче. Напряжение питания  $U$  подводится к подвижным щеткам  $a$  и  $b$  датчика, которые делят обмотку потенциометра на две равные части, каждая из которых составляет  $180^\circ$ . Так как эти две части включены параллельно по отношению к питающему напряжению  $U$ , то величина напряжения, приходящаяся на один градус обмотки, будет равна  $\frac{U}{180^\circ}$ .

Отсчет потенциалов отдельных точек потенциометра будем вести от щетки  $b$ , потенциал которой принимаем равным нулю:  $\varphi_b = 0$  (щетка  $b$  присоединена к минусу источника питания).

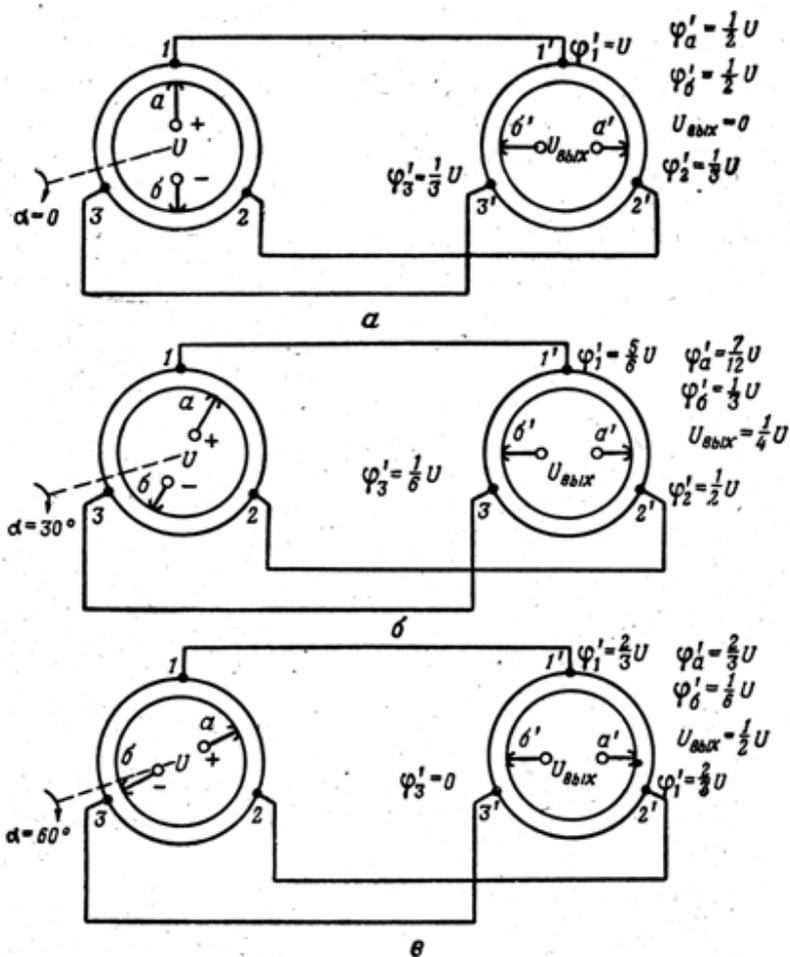


Рисунок 2.8 – Распределение потенциалов точек круговых потенциометров при различных положениях подвижных щеток (*a*, *б*, *в*)

При рассмотрении за исходное положение датчика *Д* и приемника *П* принимаем положение, показанное на рис. 2.8, *a*. Тогда потенциалы точек 2 и 3 датчика, каждая из которых удалена

от щетки  $b$  на  $60^\circ$ , будут  $\varphi_2 = \varphi_3 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 60^\circ = \frac{1}{3}U$ . Потенциал точки  $I$ , удаленной от щетки  $b$  на  $180^\circ$ , равен  $\varphi_1 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 180^\circ = U$ .

Так как точки  $I, 2, 3$  датчика постоянно соединены трехпроводной линией связи соответственно с точками  $I', 2', 3'$  приемника, то потенциалы этих точек всегда одинаковы, т.е.  $\varphi_1 = \varphi'_1$ ;  $\varphi_2 = \varphi'_2$ ;  $\varphi_3 = \varphi'_3$  (падением напряжения в проводах связи пренебрегаем). Тогда напряжение  $U'_{12}$ , приложенное между точками  $I'$  и  $2'$  приемника (рис. 2.8, а), будет  $U'_{12} = \varphi'_1 - \varphi'_2 = U - \frac{1}{3}U = \frac{2}{3}U$ .

Напряжение  $U'_{23}$  приложенное между точками  $2'$  и  $3'$  равно

$U'_{23} = \varphi'_2 - \varphi'_3 = \frac{1}{3}U - \frac{1}{3}U = 0$ , а приложенное  $U'_{31}$  между точками  $2'$  и  $3'$  будет  $U'_{31} = \varphi'_3 - \varphi'_1 = \frac{1}{3}U - U = -\frac{2}{3}U$ .

Определим потенциалы подвижных щеток  $a$  и  $b$  приемника  $\Pi$  для рассматриваемого случая. Так как напряжение  $U'_{12}$  приложено между точками  $I'$  и  $2'$ , взаимно сдвинутыми на  $120^\circ$ , то на каждый градус дуги  $I' - 2'$  потенциометра приходится напряжение, равное  $\frac{U'_{12}}{120^\circ}$ .

Щетка  $a'$  расположена выше точки  $2'$  на  $30^\circ$ . Следовательно, ее потенциал  $\varphi'_a$  будет больше потенциала  $\varphi'_2$  точки  $2'$  на величину

$$\frac{U'_{12}}{120^\circ} \cdot 30^\circ = \frac{1}{4}U'_{12} = \frac{1}{6}U.$$

Отсюда потенциал щетки  $a'$  равен

$$\varphi'_a = \varphi'_2 + \frac{1}{6}U = \frac{1}{3}U + \frac{1}{6}U = \frac{1}{2}U .$$

Аналогично определяется потенциал  $\varphi'_6$  второй подвижной щетки  $b'$  приемника. Напряжение  $U'_{13} = -U'_{31}$  приложено между точками  $1'$  и  $3'$ . Напряжение, на каждый градус дуги  $1' - 3'$  потенциометра будет  $\frac{U'_{13}}{120^\circ}$ . Щетка  $b'$  расположена выше точки  $3'$  на  $30^\circ$ . Следовательно, ее потенциал  $\varphi'_6$  будет больше потенциала  $\varphi'_3$  точки  $3'$  на величину  $\frac{U'_{13}}{120^\circ} \cdot 30^\circ = \frac{1}{6}U$ . Соответственно потенциал щетки  $b'$  равен

$$\varphi'_6 = \varphi'_3 + \frac{1}{6}U = \frac{1}{3}U + \frac{1}{6}U = \frac{1}{2}U .$$

Тогда напряжение  $U_{\text{вых}}$  на выходе приемника для рис. 2.8,  $a$  будет

$$U_{\text{вых}} = \varphi'_a - \varphi'_6 = \frac{1}{2}U - \frac{1}{2}U = 0 .$$

Отсюда видим, что при взаимно перпендикулярном расположении подвижных щеток датчика (щетки  $a$  и  $b$ ) и приемника (щетки  $a'$ ,  $b'$ ) напряжение на выходе приемника  $U_{\text{вых}}$  равно нулю. Поэтому за исходное, согласованное положение датчика и приемника, которому соответствует угол рассогласования системы  $\Theta = 0$ , и принято положение датчика и приемника, показанное на рис. 2.8,  $a$ , для которого  $U_{\text{вых}0} = 0$ .

Пусть подвижные щетки  $a'$ ,  $b'$  приемника  $\Pi$  остаются в фиксированном положении  $\alpha'_0$ , показанном на рис. 2.8,  $a$ , а подвижные щетки  $a$  и  $b$  датчика  $\mathcal{D}$  переместились, например, на угол  $\alpha_1 = +30^\circ$  в направлении движения стрелки часов (рис. 2.8,  $b$ ). Тогда в системе возникает рассогласование  $\Theta = \alpha_1 - \alpha'_0 = +30^\circ$ , которому соответствует некоторое значение выходного напряжения  $U_{\text{вых}}$ , величину которого можно определить так же, как это сделано при  $\Theta = 0$ .

Действительно, при  $\alpha_1 = 30^\circ$  (рис. 2.8,  $b$ ):

$$\varphi_1 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 150^\circ = \frac{5}{6}U;$$

$$\varphi_2 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 90^\circ = \frac{1}{2}U;$$

$$\varphi_3 = \frac{U}{180^\circ} \cdot 30^\circ = \frac{1}{6}U.$$

Потенциалы точек соответственно равны:

$$\varphi_1 = \varphi'_1; \quad \varphi_2 = \varphi'_2; \quad \varphi_3 = \varphi'_3.$$

Тогда напряжения  $U'_{12}$  и  $U'_{13}$  между соответствующими точками приемника равны:

$$U'_{12} = \varphi'_1 - \varphi'_2 = \frac{1}{3}U;$$

$$U'_{13} = \varphi'_1 - \varphi'_3 = \frac{2}{3}U.$$

Отсюда потенциал  $\varphi'_a$  щетки  $a'$  приемника будет

$$\varphi'_a = \varphi'_2 + \frac{U'_{12}}{4} = \frac{7}{12}U .$$

Потенциал  $\varphi'_б$  щетки  $б'$  приемника соответственно равен

$$\varphi'_б = \varphi'_3 + \frac{U'_{13}}{4} = \frac{1}{3}U .$$

Тогда напряжение  $U_{\text{вых}}$  на выходе приемника при  $\alpha = 30^\circ$  будет

$$U_{\text{вых}_{30^\circ}} = \varphi'_a - \varphi'_б = \frac{1}{4}U .$$

Определяя таким же способом величину  $U_{\text{вых}}$  при  $\alpha = +60^\circ$  (рис. 2.8, в), получим

$$U_{\text{вых}_{60^\circ}} = \frac{1}{2}U .$$

Если подвижные щетки  $a$ ,  $б$  перемещать от исходного, согласованного положения  $\Theta = 0$  (рис. 2.8, а) против движения стрелки часов, т.е. в противоположном направлении, то на выходе приемника будем получать те же значения напряжения, но обратного знака.

Так, при повороте щеток  $a$  и  $б$  датчика  $D$  на угол  $\alpha = -30^\circ$  получим  $U_{\text{вых}_{-30^\circ}} = -\frac{1}{4}U$ ; соответственно при повороте щеток на угол

$\alpha = -60^\circ$  на выходе приемника будет напряжение  $U_{\text{вых}_{-60^\circ}} = -\frac{1}{2}U$ .

Из рассмотренного видно, что при повороте командной оси в системе возникает рассогласование ( $\Theta \neq 0$ ), и на выходе приемника появляется сигнал (напряжение  $U_{\text{вых}}$ ), величина и полярность которого определяются соответственно величиной и знаком указанного рассогласования  $\Theta$ .

Таким образом, потенциометрический датчик  $D$  и приемник  $П$  следящей системы представляют в данном случае измерительное устройство, которое преобразует угловое рассогласование их осей  $\Theta$  в пропорциональный ему электрический сигнал  $U_{\text{вых}}$ . Статическая характеристика данного потенциометрического измерительного устройства, т.е. зависимость выходного напряжения  $U_{\text{вых}}$  в функции угла рассогласования  $\Theta$  осей системы  $U_{\text{вых}} = f(\Theta)$ , показана на рис. 2.9. Указанная характеристика построена на основании значений  $U_{\text{вых}}$ , приведенных выше для углов рассогласования  $\Theta$ , равных 30; 60; -30; -60°. Из рис. 2.9 видно, что зависимость  $U_{\text{вых}} = f(\Theta)$  в пределах рассмотренных углов рассогласования является линейной.

Рассмотрим работу круговой следящей потенциометрической передачи в целом. В соответствии с блок-схемой передачи (см. рис. 2.7) ее принципиальная электрическая схема может быть представлена так, как показано на рис. 2.10, где обозначено:

$D$  – потенциометрический датчик;

$П$  – потенциометрический приемник;

$У$  – усилитель;

$ИД$  – реверсивный электродвигатель с редуктором, перемещающий исполнительную ось системы.

Одновременно с перемещением данной оси электродвигатель перемещает подвижные щетки приемника  $П$ . Этим обеспечивается обратная связь системы.

Пусть дистанционная передача находится в согласованном положении ( $\Theta = 0$ ), т.е. Входная (командная) и выходная (испол-

нительная) оси системы согласованы. Тогда напряжение  $U_{\text{вых}}$  на выходе приемника равно нулю ( $U_{\text{вых}} = 0$ ), сигнал на вход усилителя не поступает, соответственно электродвигатель не вращается и вся система находится в состоянии покоя.

При повороте командной оси на некоторый угол  $\alpha_1$  на такой же угол поворачиваются подвижные щетки  $a$  и  $b$  датчика. При этом на щетках  $a'$  и  $b'$  приемника появляется напряжение  $U_{\text{вых}}$  пропорциональное возникшему рассогласованию в системе. Напряжение  $U_{\text{вых}}$ , будучи усилено с помощью усилителя  $У$  поступает на исполнительное устройство системы – реверсивный электродвигатель.

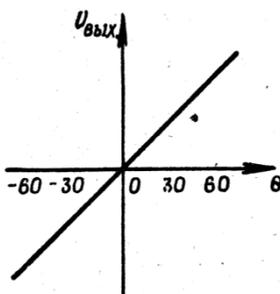


Рисунок 2.9 – Статическая характеристика  $U_{\text{вых}} = f(\Theta)$  потенциметрического измерительного устройства

Электродвигатель начинает вращаться, перемещая исполнительную ось системы в таком направлении, в котором переместилась командная ось (на угол  $\alpha_1$ ). Другими словами, электродвигатель начинает отрабатывать рассогласование  $\Theta$ , внесенное в систему за счет поворота командной оси на угол  $\alpha_1$ . Но электродвигатель связан механически не только с исполнительной осью системы, но и с подвижными щетками  $a'$  и  $b'$  приемника  $П$  (обратная связь системы). Поэтому электродвигатель, перемещая исполни-

тельную ось системы, одновременно перемещает щетки  $a'$  и  $b'$  приемника в таком направлении, чтобы система оказалась в новом согласованном положении. Очевидно, что вращение электродвигателя прекратится тогда, когда напряжение, подаваемое на электродвигатель с усилителя, станет равно нулю. Последнее будет иметь место, когда подвижные щетки обоих потенциометров (датчика  $D$  и приемника  $П$ ) снова придут в согласованное положение, т.е. вновь расположатся в пространстве под углом  $90^\circ$  друг к другу. В этом случае напряжение на выходе приемника  $U_{\text{вых}}$  станет снова равным нулю и система примет новое равновесное состояние. Для перехода системы в это состояние необходимо, чтобы электродвигатель, обрабатывая рассогласование, заданное путем поворота командной оси на угол  $\alpha_1$ , повернул исполнительную ось системы, а вместе с ней и подвижные щетки приемника  $П$  на такой же угол.

Таким образом, исполнительная ось постоянно следит за положением командной оси системы.

Точность отработки исполнительной осью сигналов, задаваемых командной осью, в авиационных следящих системах достаточно высока. Обычно погрешность передачи составляет около  $1^\circ$ .

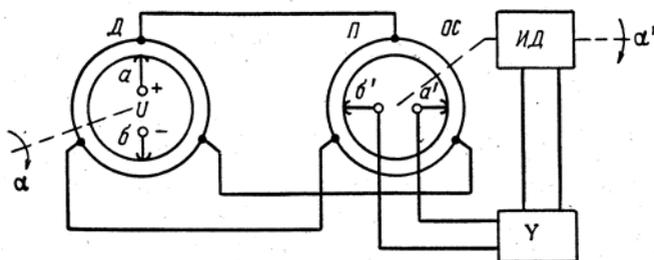


Рисунок 2.10 – Принципиальная схема следящей потенциметрической передачи

Мощность сигнала  $U_{\text{вых}}$  получаемого на выходе приемника  $\Pi$  при рассогласовании, недостаточна для непосредственного управления исполнительным электродвигателем  $ИД$ . Поэтому в следящих дистанционных передачах применяется дополнительный усилитель  $У$ , показанный на рис. 2.10.

## 2.3 СЕЛЬСИННЫЕ ДИСТАНЦИОННЫЕ ПЕРЕДАЧИ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Как уже отмечалось, дистанционные передачи переменного тока наиболее часто применяются в следящих (силовых) системах, хотя в принципе могут использоваться также и в индикаторных передачах.

Как индикаторная, так и следящая сельсинная передачи на переменном токе выполняют те же функции, что и соответствующие потенциометрические передачи на постоянном токе.

В частности, индикаторная сельсинная передача позволяет электрическим методом передать на измерительный прибор (индикатор) сигналы, получаемые от датчика. При этом в отличие от потенциометрической передачи, где датчик и приемник (индикатор) представляли собой элементы различной конструкции (датчик – круговой потенциометр, индикатор – магнитоэлектрический логометр), в сельсинной индикаторной передаче датчик и приемник – однотипные устройства (сельсины) одинаковой конструкции, имеющие одинаковые параметры. Следящая (силовая) сельсинная дистанционная передача переменного тока, так же как и следящая потенциометрическая передача постоянного тока, позволяет осуществлять управление мощными исполнительными устройствами за счет маломощных сигналов управления. В следящей сельсинной передаче, так же как и в индикаторной, в качестве датчика и при-

емника используются однотипные приборы – сельсины одинаковой конструкции и параметров.

Таким образом, как в индикаторной, так и в следящей (силовой) дистанционной передачах переменного тока одним из важнейших элементов является сельсин, который используется в обоих видах передач как в качестве датчика, так и в качестве приемника.

Рассмотрим устройство и работу сельсинов.

Сельсин – малогабаритное электромеханическое устройство (машина) переменного тока с обмотками на статоре и роторе. Слово «сельсин» означает самосинхронизирующееся устройство.

Действительно, при использовании сельсинов в индикаторной дистанционной передаче роторы сельсинов (датчика и приемника) автоматически принимают согласованное положение сразу же после включения питания. Конструкция одного из сельсинов показана на рис. 2.11.

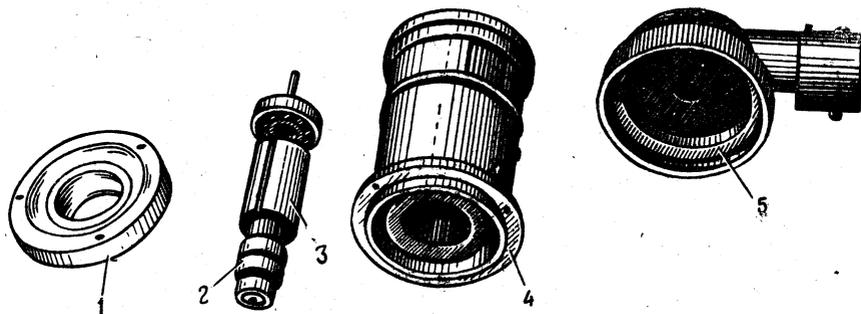


Рисунок 2.11 – Конструкция сельсина:

- 1 – крышка передняя; 2 – токосъемные кольца; 3 – ротор; 4 – статор;  
5 – крышка задняя

В авиационном оборудовании наибольшее распространение получили контактные сельсины типа *КС* (контактный сельсин) и *СМ* (сельсин малогабаритный).

В конструктивном отношении сельсин состоит из двух основных частей:

а) статор, подобный статору обычной асинхронной машины. В пазах статора размещена распределенная трехфазная, точнее, трехкатушечная обмотка. Следует подчеркнуть, что фазы ЭДС (токов) в указанных обмотках статора при обычных схемах включения сельсинов одинаковы в отличие от асинхронной или синхронной машины. Поэтому название «трехфазная обмотка статора» для сельсинов применяется условно и часто заменяется названием трехкатушечная обмотка. Все три катушки обмотки статора имеют одинаковые параметры (число витков, сопротивления) и соединяются по схеме «звезда». Оси катушек смещены в пространстве на  $120^\circ$ . Статор сельсина выполняется с неявно выраженными полюсами;

б) ротор, на котором размещена однофазная обмотка. Напряжение переменного тока к данной обмотке подводится (или снимается) через посеребренные щетки и кольца. Таким образом, у каждого контактного сельсина (датчика и приемника) на роторе имеются два кольца. Обычно ротор имеет явно выраженные полюса. В некоторых случаях применяется так называемая обращенная конструкция сельсинов, при которой однофазная обмотка размещается на статоре. Статор при этом имеет явно выраженные полюса. Трехфазная обмотка в этом случае размещается в пазах ротора. Такая конструкция не является характерной для сельсинов, применяемых в авиационном оборудовании, где обычно используются сельсины, конструкция одного из которых рассмотрена выше и показана на рис. 2.11.

Конструкция сельсинов остается практически одной и той же независимо от того, для какой цели он используется – для измерения угла рассогласования в следящей системе или для индикаторной дистанционной передачи.

Исключения в этом отношении составляют так называемые дифференциальные сельсины, которые имеют и статор, и ротор с неявно выраженными полюсами. При этом в пазах статора и ротора размещены трехфазные обмотки (катушки), соединенные по схеме «звезда». В остальном конструкция дифференциального сельсина не отличается от конструкции обычного сельсина, описанной выше. Дифференциальные сельсины, как будет показано далее, используются для ввода в следящую систему некоторой постоянной угловой величины.

В следящих системах сельсины всегда используются попарно. При этом один из них является сельсин-датчиком (*СД*), второй – сельсин-приемником (*СП*): Такая пара сельсинов используется как в индикаторной дистанционной передаче, так и в следящей (силовой) системе (передаче).

В соответствии с этим различают два возможных режима работы сельсинов:

- а) индикаторный режим работы (соответствует использованию сельсинов в индикаторной дистанционной передаче);
- б) трансформаторный режим работы (соответствует использованию сельсинов в следящей дистанционной передаче).

Как уже отмечалось, наиболее характерной для сельсинных дистанционных передач переменного тока является следящая (силовая) дистанционная передача, поэтому более детально рассмотрим именно силовую дистанционную передачу (трансформаторный режим работы сельсинов). Рассмотрение индикаторной сельсинной передачи (индикаторный режим работы сельсинов) проведем лишь в общих чертах.

## Сельсинная индикаторная дистанционная передача

Блок-схема сельсинной индикаторной дистанционной передачи аналогична блок-схеме потенциметрической индикаторной передаче, показанной на рис. 2.1.

Так же как в потенциметрической индикаторной передаче, индикаторный режим работы сельсинов позволяет осуществить синхронный поворот (вращение) двух механически не связанных осей (валов). В этом режиме работы ось ротора сельсин-датчика (СД) жестко связана с одной из осей системы, например, с командной осью, положение которой необходимо передавать на указательный прибор (индикатор).

Ротор сельсин-приемника связан с индикаторной стрелкой, или указательным индексом.

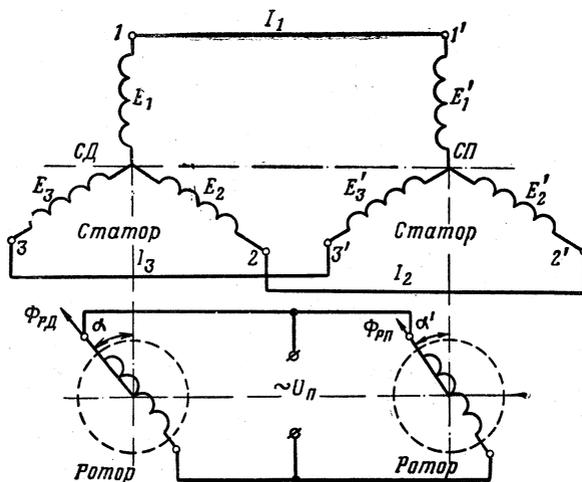


Рисунок 2.12 – Электрическая схема соединения сельсинов, работающих в индикаторном режиме

Электрическая схема соединения сельсинов, работающих в индикаторном режиме, показана на рис. 2.12, из которого видно, что в данном случае напряжение питания  $U_n$  подводится одновременно к обмоткам роторов общих сельсинов, т.е. к роторам *СЦ* и *СП*. Однотипные фазы статорных обмоток *СД* и *СП* соединены между собой трехпроводной линией связи.

Пусть ось, с которой связан ротор сельсин-датчика (*СД*), оказалась повернутой на некоторый угол  $\alpha$ , а ротор сельсин-приемника и связанная с ним стрелка указательного прибора остались в исходном (нулевом) положении ( $\alpha' = 0$ ). Тогда роторы *СД* и *СП* будут занимать разное положение в пространстве, т.е. оси рассматриваемых роторов окажутся взаимно сдвинутыми на угол  $\Theta = \alpha - \alpha' = \alpha$  ( $\Theta$  – угол рассогласования). Оси переменных магнитных потоков  $\Phi_{рД}$  и  $\Phi_{рП}$ , созданных соответственно обмотками роторов сельсин-датчика (*СД*) и сельсин-приемника (*СП*), за счет переменного напряжения питания  $U_n$  окажутся также взаимно сдвинутыми на угол  $\Theta = \alpha$ . Поэтому ЭДС в одноименных фазах обмоток статоров *СД* и *СП*, наводимые за счет потоков соответственно  $\Phi_{рД}$  и  $\Phi_{рП}$ , будут неодинаковы:  $E_1 \neq E'_1$ ;  $E_2 \neq E'_2$ ;  $E_3 \neq E'_3$ . Это приводит к появлению уравнивающих токов в обмотках статора *СД* и *СП* и в соединительных проводах.

Уравнивающие токи  $I_1, I_2, I_3$ , протекая по обмоткам статора сельсин-приемника (*СП*), взаимодействуют с потоком ротора  $\Phi_{рП}$ , что обуславливает появление вращающего момента  $M$ .

Аналогичная картина имеет место в сельсин-датчике. Направление вращающего момента  $M$  определяется по закону Ленца, т.е. момент  $M$  всегда имеет такое направление, при котором он стремится уничтожить рассогласование  $\Theta$  осей ротора *СД* и *СП* как причину появления момента  $M$ . При отсутствии рассогласования осей ( $\Theta = 0$ ) вращающий момент  $M$  также отсутствует ( $M = 0$ ), так как оси потоков  $\Phi_{рД}$  и  $\Phi_{рП}$  совпадают. Соответственно ЭДС будут

$E_1 = E'_1; E_2 = E'_2; E_3 = E'_3$  и, следовательно, токи  $I_1, I_2, I_3 = 0$ . Таким образом, при  $\Theta \neq 0$  на ротор сельсин-приемника действует вращающий момент  $M$ , в результате чего ротор  $СП$  и связанная с ним индикаторная стрелка (индекс) будут поворачиваться так, чтобы угол  $\Theta$  стал равен нулю. Это означает, что в индикаторном режиме работы сельсинов ротор сельсин-приемника вращается синхронно с ротором сельсин-датчика, обрабатывая каждый раз рассогласование осей роторов  $\Theta$ , задаваемое сельсин-датчиком. Очевидно, что при наличии рассогласования ( $\Theta \neq 0$ ) момент  $M$ , обусловленный этим рассогласованием, действует не только на ротор  $СП$ , но и на ротор  $СД$  (при этом знак момента противоположной). Однако ротор  $СД$  закреплен (он жестко связан с командной осью системы) и поэтому не может вращаться за счет небольшого по величине момента  $M$ . В то же время ротор  $СП$  может свободно вращаться, так как несет на себе небольшую нагрузку, например в виде индикаторной стрелки.

Из рассмотрения принципа действия сельсинов, работающих в индикаторном режиме, видно, что в данном случае входной величиной для сельсинной схемы является угол рассогласования  $\Theta$  роторов  $СД$  и  $СП$ . Выходной величиной является вращающий момент  $M$ , под действием которого происходит синхронный поворот (вращение) роторов  $СД$  и  $СП$  до их согласованного положения.

Зависимость момента  $M$  от величины рассогласования роторов  $\Theta$  имеет примерно синусоидальный характер:  $M = k \sin \Theta$ . При углах  $\Theta \leq 30^\circ$  величину момента  $M$  можно считать линейно зависящей от  $\Theta$ , т.е.  $M = k\Theta$ , где  $k$  – чувствительность (коэффициент усиления) датчика.

Для сельсинов, используемых в авиационном оборудовании, величина  $k$  составляет примерно  $0,4 \div 0,6$  гс·см/град, или  $\sim (0,4 \div 0,6) 10^{-4}$  Н·м/град.

В авиационных следящих системах более, часто используется трансформаторный режим работы сельсинов.

### **Сельсинная следящая дистанционная передача (сельсины в трансформаторном режиме)**

Следящая дистанционная передача переменного тока с использованием сельсинов работает так же, как круговая следящая потенциометрическая передача постоянного тока, рассмотренная ранее. Поэтому передачи имеют одинаковую блок-схему (см. рис. 2.7).

Различие между указанными передачами заключается в основном в конструкции и принципе действия сельсин-датчиков (*СД*) и сельсин-приемников (*СП*), применяемых в передаче переменного тока, по сравнению с потенциометрическими датчиками и приемниками, применяемыми в передаче постоянного тока.

Рассмотрим более детально работу сельсинной схемы (датчика и приемника) передачи.

Как уже отмечалось, сельсины в следящей дистанционной передаче работают в трансформаторном режиме.

Электрическая схема соединения сельсинов для данного режима показана на рис. 2.13.

Трансформаторный режим работы сельсинов позволяет получить электрический сигнал (в виде напряжения  $U_{\text{вых}}$ ), пропорциональный углу рассогласования двух механически не связанных между собой осей (валов). Для этого ротор сельсин-датчика (*СД*) жестко соединен с командной осью следящей системы, а ротор сельсин-приемника (*СП*) – с исполнительной осью.

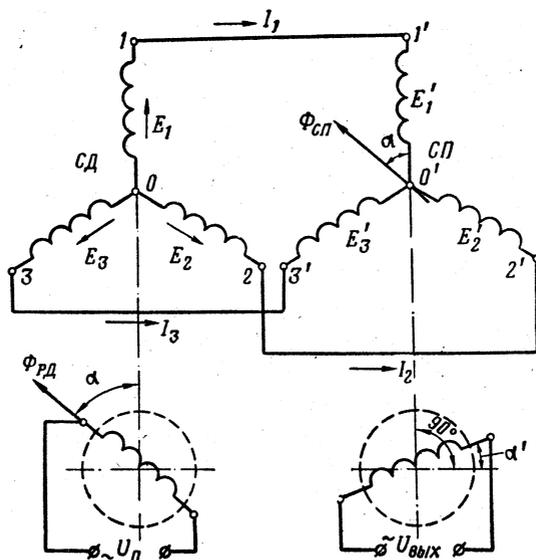


Рисунок 2.13 – Электрическая схема соединения сельсинов, работающих в трансформаторном режиме

Входной величиной для сельсинной схемы является угол рас- согласования в между угловыми положениями командной и испол- нительной осей следящей системы, или, иначе, между осями роторов *СД* и *СП*.

Питание датчика ( $U_n$ ) осуществляется переменным током, который подводится к обмотке ротора *СД*. Из схемы (см. рис. 2.13) видно, что в рассматриваемом режиме однотипные фазы статорных обмоток *СД* и *СП* соединены между собой трех- проводной линией. Электрическая энергия источника питания трансформируется (передается) от обмотки ротора *СД* к обмотке статора *СД* и далее через обмотку статора *СП* в роторную обмотку *СП*. Поэтому данный режим работы сельсинов и принято называть трансформаторным.

Выходной величиной сельсинной схемы является напряжение  $U_{\text{вых}}$ , снимаемое с роторной обмотки *СП*. Величина  $U_{\text{вых}}$ , как будет показано ниже, пропорциональна углу рассогласования в роторов *СД* и *СП*. Таким образом, трансформаторный режим работы сельсинов позволяет измерять угол рассогласования в следящей системе.

Работа сельсинов протекает в такой последовательности. Под действием напряжения питания  $U_{\text{п}}$ , приложенного к обмотке ротора *СД*, образуется изменяющийся во времени поток  $\Phi_{\text{рД}}$  ротора датчика. Обмотка ротора *СД* является обмоткой возбуждения сельсина. Вектор потока  $\Phi_{\text{рД}}$  всегда совпадает с осью ротора *СД*. Пусть ось потока  $\Phi_{\text{рД}}$  направлена под углом  $\alpha$  к оси первой фазы обмотки статора *СД*. За счет потока  $\Phi_{\text{рД}}$  в катушках статорных обмоток *СД* индуцируются переменные ЭДС:  $E_1, E_2, E_3$ , совпадающие по фазе и частоте. Так как фазы этих ЭДС всегда одинаковы, то обмотки статора сельсина, как уже отмечалось, можно лишь условно называть трехфазными. В действительности это три катушки, образующие однофазную (а не трехфазную) систему.

Действующие значения переменных ЭДС  $E_1, E_2, E_3$  равны

$$\begin{aligned}
 E_1 &= E_{\text{макс}} \cdot \cos \alpha ; \\
 E_2 &= E_{\text{макс}} \cdot \cos(\alpha - 120^\circ) ; \\
 E_3 &= E_{\text{макс}} \cdot \cos(\alpha - 240^\circ) .
 \end{aligned}
 \tag{2.1}$$

Здесь  $E_{\text{макс}} = 4,44\omega f \Phi_{\text{рД}}$  – максимальное действующее, значение ЭДС, наводимой в обмотке, когда ось данной обмотки совпадает с осью обмотки ротора;  $\omega$  – эффективное число витков в одной катушке (фазе) статорной обмотки.

Под действием ЭДС  $E_1, E_2, E_3$  по статорным обмоткам  $CD$  и  $CP$  и соединительным проводам протекают токи соответственно  $I_1, I_2, I_3$ . Для того чтобы определить величину этих токов, соединим мысленно средние точки  $O$  и  $O'$  статорных обмоток  $CD$  и  $CP$  дополнительным проводом. При наличии такого провода отдельные фазы (катушки) статорных обмоток становятся обособленными и тогда выражения для токов  $I_1, I_2, I_3$  можно записать так:

$$I_1 = \frac{E_1}{Z_1}; I_2 = \frac{E_2}{Z_2}; I_3 = \frac{E_3}{Z_3}. \quad (2.2)$$

Здесь  $Z$  – сумма полных сопротивлений двух статорных катушек: катушки  $CD$  и соединенной с ней катушки  $CP$ . Для сельсинов, имеющих ротор с неявно выраженными полюсами или с широкой полюсной дугой, сопротивления катушек обмотки статора можно считать одинаковыми  $Z_1 = Z_2 = Z_3 = Z$  и не зависящими от угла поворота ротора сельсина. Ток в четвертом проводе равен сумме токов:

$$I_0 = I_1 + I_2 + I_3. \quad (2.3)$$

Тогда с учетом выражений (5.1) и (5.2) получим

$$I_0 = \frac{E_{\max}}{Z} \left[ \cos \alpha + \cos(\alpha - 120^\circ) + \cos(\alpha - 240^\circ) \right]. \quad (2.4)$$

Ток  $I_0$  всегда равен нулю ( $I_0 = 0$ ), так как величина, заключенная в квадратные скобки в выражении (2.4), тождественно равна нулю. Следовательно, четвертый провод, соединяющий точки  $O$  и  $O'$  сельсинов, не нужен. Это означает, что выражения (2.2) для токов  $I_1, I_2$  и  $I_3$  справедливы и для реальной схемы со-

единения сельсинов (рис. 2.13) без дополнительного, четвертого провода. Таким образом, токи  $I_1, I_2, I_3$  в отдельных катушках статоров сельсинов согласно выражениям (2.2) пропорциональны соответствующим ЭДС  $E_1, E_2, E_3$ , причем коэффициент пропорциональности для всех трех токов один и тот же, равный  $-\frac{1}{Z}$ . Каждый из этих токов, протекая по соответствующей катушке (фазе) обмотки статора  $СП$ , создает поток данной катушки соответственно  $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3$ . Ось каждого из этих потоков всегда совпадает с осью своей катушки.

Выражения для потоков отдельных катушек можно записать в следующем виде:

$$\Phi_1 = a \cos \alpha ;$$

$$\Phi_2 = a \cos(\alpha - 120^\circ); \quad (2.5)$$

$$\Phi_3 = a \cos(\alpha - 240^\circ).$$

Коэффициент  $a$  имеет вид

$$a = \frac{\omega E_{\text{макс}}}{ZR_\mu},$$

где  $R_\mu$  – магнитное сопротивление потоку одной статорной обмотки, которое для сельсинов с неявно выраженными полюсами на роторе (или с широкой полюсной дугой) практически не зависит от величины  $\alpha$ .

Результирующий поток  $\Phi_{СП}$  статора сельсин-приемника, созданный тремя катушками, всегда направлен относительно оси первой катушки под углом  $\alpha$ , т.е. так же, как и поток  $\Phi_{РД}$  ротора *СД* относительно оси первой катушки статора *СД*. Другими словами, поток  $\Phi_{СП}$  статора сельсин-приемника всегда имеет одинаковое направление с исходным потоком сельсинной схемы, т.е. потоком  $\Phi_{РД}$  ротора сельсин-датчика.

В этом нетрудно убедиться, если определить продольную  $\Phi_{СПx}$  и поперечную  $\Phi_{СПy}$  составляющие результирующего потока  $\Phi_{СП}$  по оси первой катушки статора.

Учитывая, что результирующий поток  $\Phi_{СП}$  создается тремя катушками, выражения для указанных составляющих  $\Phi_{СПx}$  и  $\Phi_{СПy}$  этого потока можно записать как алгебраическую сумму соответствующих составляющих потоков от каждой катушки:

$$\Phi_{СПx} = \Phi_1 \cos 0^\circ + \Phi_2 \cos 120^\circ + \Phi_3 \cos 240^\circ ;$$

$$\Phi_{СПy} = \Phi_1 \sin 0^\circ + \Phi_2 \sin 120^\circ + \Phi_3 \sin 240^\circ$$

или с учетом выражений (2.5):

$$\Phi_{СПx} = a \cos \alpha \cos 0^\circ + a \cos(\alpha - 120^\circ) \cos 120^\circ + a \cos(\alpha - 240^\circ) \cos 240^\circ = 1,5a \cos \alpha ;$$

$$\Phi_{СПy} = a \cos \alpha \sin 0^\circ + a \cos(\alpha - 120^\circ) \sin 120^\circ + a \cos(\alpha - 240^\circ) \sin 240^\circ = 1,5a \sin \alpha .$$

Из полученных выражений видно, что результирующий поток  $\Phi_{СП}$  статора *СП* действительно направлен под углом  $\alpha$  к оси первой катушки и численно равен  $\Phi_{СП} = 1,5a = 1,5 \frac{\omega E_{\text{макс}}}{Z R_\mu}$ .

Таким образом, вектор потока статора сельсин-приемника  $\Phi_{СП}$  всегда совпадает по направлению с осью ротора сельсин-датчика при любом значении угла  $\alpha$ . К этому выводу можно прийти и другим путем. Действительно, поток  $\Phi_{СП}$  статора *СП* индуцирует в каждой катушке статора *СП* ЭДС соответственно  $E'_1, E'_2, E'_3$ .

Если пренебречь падением напряжения от токов  $I_1, I_2, I_3$  на сопротивлениях обмоток статоров *СД* и *СП* и соединительных проводов, то ЭДС  $E'_1, E'_2, E'_3$  обмоток статора *СП* должны уравновешивать соответствующие ЭДС  $E_1, E_2, E_3$  обмоток статора *СД*, т.е. будут выполняться равенства:

$$E_1 = E'_1; E_2 = E'_2; E_3 = E'_3. \quad (2.6)$$

Но ЭДС  $E_1, E_2, E_3$  индуцируются за счет потока  $\Phi_{РД}$  ротора сельсин-датчика, а ЭДС  $E'_1, E'_2, E'_3$  - соответственно за счет результирующего потока  $\Phi_{ОП}$  статора сельсин-приемника. Из условия равенства этих ЭДС следует, что потоки  $\Phi_{РД}$  и  $\Phi_{ОП}$  должны иметь одинаковое направление.

Итак, при трансформаторном режиме работы сельсинов вектор потока  $\Phi_{СП}$  сельсин-приемника синхронно следует за осью ротора сельсин-датчика. Эта важная особенность работы сельсинов в трансформаторном режиме и позволяет получить на выходе схемы сигнал  $U_{\text{вых}}$ , пропорциональный углу рассогласования осей следящей системы. Действительно, в обмотке ротора сельсин-приемника индуцируется за счет потока  $\Phi_{СП}$  ЭДС (напряжение), величина которой пропорциональна данному потоку  $\Phi_{СП}$ .

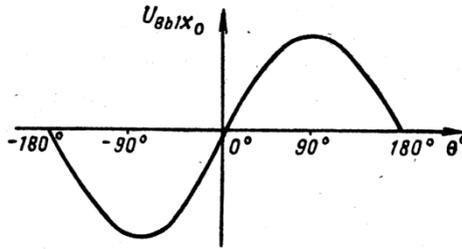


Рисунок 2.14 – Статическая характеристика сельсинов, работающих в трансформаторном режиме

Причем если за исходное положение сельсинов брать такое положение, при котором оси роторов *СД* и *СП* совпадают, то при отсутствии рассогласования в следящей системе ( $\Theta = 0$ ) напряжение на выходе  $U_{\text{вых}}$  будет иметь максимальное значение. Следовательно, согласованному положению осей следящей системы в этом случае будет соответствовать максимальное значение выходного сигнала  $U_{\text{вых.макс}}$ , что неудобно. Поэтому за согласованное положение сельсинов берут такое, при котором оси роторов *СД* и *СП* сдвинуты на угол, равный  $\frac{\pi}{2}$  (так же, как и в потенциометрической следящей передаче). Тогда при согласованном положении осей следящей системы сигнал на выходе сельсинной схемы  $U_{\text{вых}} = 0$ .

С учетом этого обстоятельства выражение для  $U_{\text{вых0}}$  при холостом ходе сельсинного датчика можно записать так:

$$U_{\text{вых0}} = U_{\text{вых.макс}} \cos(90^\circ + \Theta) = U_{\text{вых.макс}} \sin \Theta, \quad (2.7)$$

где  $U_{\text{вых}_{\text{макс}}} = 4,44\omega_p f\Phi_{\text{СП}_{\text{макс}}}$  – максимальное значение ЭДС, наводимой в обмотке ротора СП при рассогласовании роторов ( $\Theta = 90^\circ$ ).

Таким образом, статическая характеристика рассматриваемой сельсинной схемы  $U_{\text{вых}} = f(\Theta)$  при холостом ходе (нагрузка в цепи обмотки ротора СП отсутствует) имеет вид синусоиды (см. рис. 2.14).

При малых углах рассогласования эту зависимость можно приближенно считать прямолинейной:

$$U_{\text{вых}_0} = U_{\text{вых}_{\text{макс}}} \Theta, \quad (2.8)$$

где угол  $\Theta$  выражен в радианах.

Изменение знака угла рассогласования в приводит к изменению фазы выходного сигнала  $U_{\text{вых}_0}$  на  $180^\circ$ . Чувствительность (коэффициент усиления) сельсинной схемы определяется выражением

$$k = \frac{\Delta U_{\text{вых}_0}}{\Delta \Theta}.$$

Для датчиков, применяемых в авиационном оборудовании, величина  $k$  составляет примерно 1 В/град.

Необходимо отметить, что полученные выражения (2.7) и (2.8) являются приближенными, поскольку при выводе их предполагалось, что поле в воздушном зазоре между статором и ротором сельсина распределено по закону синуса, магнитопровод не насыщен, параметры катушек обмоток статоров СД и СП одинаковы. В существующих конструкциях сельсинов эти условия практически выполняются.

При нагружении роторной обмотки сельсин-приемника на сопротивление нагрузки  $Z_H$  напряжение на выходе датчика  $U_{\text{вых}}$  несколько уменьшается по сравнению с его значением при холостом ходе датчика  $U_{\text{вых}_0}$ . Кроме того, может нарушаться синусоидаль-

ный характер зависимости  $U_{\text{вых}} = f(\Theta)$  (особенно если нагрузка велика) за счет обратного действия (реакции якоря) потока  $\Phi_{\text{рп}}$  обмотки ротора *СП* по отношению потока  $\Phi_{\text{сп}}$  статора *СП*.

В следящей системе сигнал с сельсинного датчика подается на вход усилителя. Если при этом входное сопротивление усилителя велико, как, например, в усилителе, выполненном на электронных лампах, то режим работы сельсинов близок к холостому ходу и учитывать влияние нагрузки  $Z_{\text{н}}$  на величину выходного напряжения  $U_{\text{вых}}$  нет необходимости.

### Дифференциальный сельсин (*ДС*)

Конструктивно *ДС*, как уже отмечалось, подобен сельсин-датчику и сельсин-приемнику. Основное отличие *ДС* при этом определяется тем, что у него обе обмотки (статорная и роторная) трехфазные. Подвод тока к обмоткам ротора осуществляется через три кольца и три щетки. Ротор *ДС* неявно полюсный. Дифференциальный сельсин включается между сельсин-датчиком и сельсин-приемником. Его статорная (или роторная) обмотка соединена трехпроводной линией со статорной обмоткой *СД*, а роторная (или статорная) обмотка таким же способом соединена со статорной обмоткой *СП* (рис. 2.15).

Статор *ДС* обычно закреплен неподвижно, а ротор соединяется с осью устройства, с помощью которого задают некоторое исходное (начальное) значение угла рассогласования  $\delta$ . Дифференциальный сельсин представляет собой устройство, с помощью которого данное начальное значение угла рассогласования  $\delta$  вводится в следящую систему. Если оси одноименных обмоток статора и ротора *ДС* совпадают, т.е. угол поворота *ДС* равен нулю, то *ДС* никаких изменений в сельсинную схему не вносит (кроме некоторого уменьшения выходного напряжения).

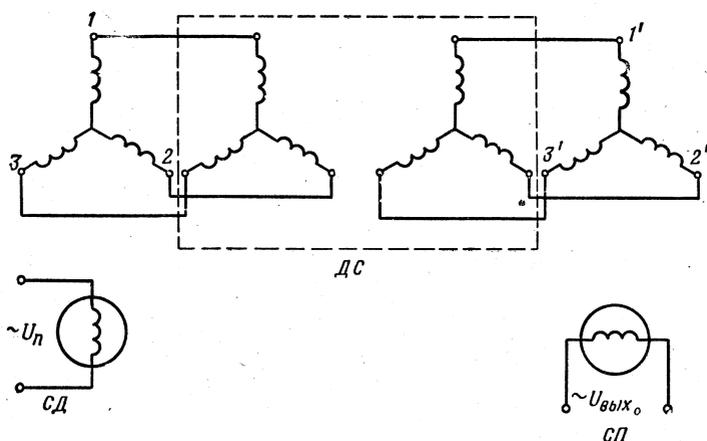


Рисунок 2.15 – Схема включения дифференциального сельсина

Действительно, поле статора ДС, как и в ранее рассмотренном случае без ДС (см. рис. 2.13), имеет такое же относительное направление, что и поле ротора сельсин-датчика.

В свою очередь, поле статора СП имеет такое же направление, что и поле статора ДС. Следовательно, в данном случае поле статора СП имеет одинаковое направление с полем ротора СД, т.е. так же, как это имело место в сельсинной схеме (см. рис. 2.13) без ДС.

Если угол поворота ДС не равен нулю, то картина меняется. Действительно, поворот ротора ДС на угол  $\delta$  эквивалентен повороту ротора СД на угол  $\delta$ .

При наличии дифференциального сельсина выходное напряжение  $U_{вых0}$  сельсинной схемы (см. рис. 2.15) В общем случае определяется суммой (алгебраической) углов поворота роторов сельсин-датчика и дифференциального сельсина относительно ротора сельсин-приемника:

$$U_{вых0} = U_{вых_{макс}} \sin(\Theta \pm \delta).$$

Рассмотрим некоторые параметры, характеризующие сельсины в трансформаторном режиме.

По динамическим свойствам сельсины в трансформаторном режиме аналогичны индуктивному датчику.

Действительно, частота изменения входного сигнала – угла рассогласования в осях следящей системы существенно меньше частоты  $f$  питающего напряжения. Поэтому сельсинный датчик, так же как и индуктивный, можно считать безынерционным звеном ( $U_{\text{вых}} = k\Theta$ ).

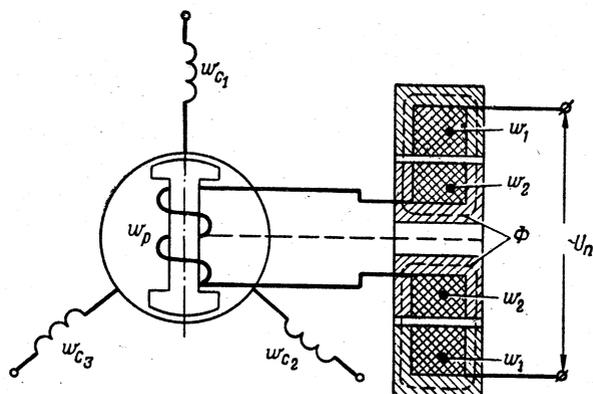


Рисунок 2.16 – Принципиальная схема бесконтактного сельсина

У контактных сельсинов, рассмотренных выше, основной причиной шумов (помех) является контактное устройство – щетка-кольцо. Диапазон частот этих шумов очень широк, так же как и у потенциометрических датчиков. Для устранения указанных шумов и повышения надежности работы сельсинов последнее время начинают применяться *бесконтактные* сельсины. Принципиальная схема одного из таких сельсинов показана на рис. 2.16, из которой видно, что контактное устройство щетка-кольцо обычного

сельсина в данном случае заменено трансформатором специальной конструкции.

Первичная обмотка трансформатора с числом витков  $w_1$  расположена на статоре сельсина и, следовательно, при работе сельсинов остается неподвижной. Вторичная обмотка с числом витков  $w_2$  размещена на роторе сельсина и поворачивается вместе с ротором вокруг оси ротора. Напряжение питания сельсина  $U_{\text{п}}$  подводится к первичной обмотке ( $w_1$ ). Поток  $\Phi$ , созданный этой обмоткой, замыкается так, как показано на рис. 2.16. При этом величина ЭДС, наводимая во вторичной обмотке ( $w_2$ ) трансформатора за счет потока  $\Phi$ , не зависит от угла поворота ротора сельсина. Эта ЭДС используется для питания обмотки  $w_p$  ротора сельсина. В остальном конструкция бесконтактного и контактного сельсинов подобны.

При одинаковых размерах и мощности контактных и бесконтактных сельсинов величина выходного напряжения  $U_{\text{вых}}$  в бесконтактных сельсинах обычно меньше, чем в контактных, поэтому

коэффициент усиления (чувствительность)  $k = \frac{\Delta U_{\text{вых0}}}{\Delta \Theta}$  бескон-

тактных сельсинов несколько меньше, чем у контактных.

При изготовлении сельсинов возможна некоторая несимметрия, т.е. неточности в расположении осей катушек обмоток статора, небольшие искажения формы полюсных башмаков и другие факторы, которые обуславливают инструментальную погрешность сельсинного датчика, индивидуальную для каждой пары сельсинов.

Величину этой погрешности измеряют опытным путем, для чего, задавая дискретные значения угла поворота  $\alpha$  ротора *СД*, находят каждый раз соответствующие значения угла поворота ротора *СП*, при котором напряжение на выходе датчика  $U_{\text{вых0}} = 0$ . Рассогласования  $\varepsilon = \alpha - \alpha'$ , имеющие место при этом, и составляют по-

грешность сельсинов. Величина погрешности  $\varepsilon$  определяется через каждые  $30^\circ$  при повороте роторов сельсинов вправо и влево в пределах  $180^\circ$ .

Среднее значение инструментальной погрешности будет

$$\varepsilon_{cp} = \frac{|\varepsilon_{np}|_{\max} + |\varepsilon_{л}|_{\max}}{2},$$

где  $|\varepsilon_{np}|_{\max}$ ;  $|\varepsilon_{л}|_{\max}$  – максимальное значение ошибки при повороте роторов сельсинов соответственно вправо и влево.

Исходя из величины средней инструментальной погрешности сельсины делятся на три класса точности, для которых средняя инструментальная погрешность составляет: для первого класса  $0,5^\circ$ , для второго –  $0,5-1,0^\circ$  и для третьего –  $1,0-1,5^\circ$ .

## **Повышение точности измерения угла рассогласования**

Чувствительность  $k$  сельсинных устройств, применяемых в авиационном оборудовании, как уже отмечалось, составляет примерно  $1 \text{ В/град}$ . При такой чувствительности сельсинов, выполняющих роль измерительного органа в следящей системе, осуществить высокую степень точности системы не представляется возможным. Действительно, в ряде случаев допустимая величина угла рассогласования в следящей системе меньше собственной ошибки сельсинов.

В этом случае выходное напряжение  $U_{\text{вых0}}$  сельсин-приемника, соответствующее допустимым в следящей системе углам рассогласования, настолько мало, что не вызывает реакции со стороны исполнительного устройства системы. Поэтому возникает необходи-

мость каким-то образом повысить величину напряжения  $U_{\text{вых0}}$ , соответствующего малым углам рассогласования в системы, т.е. повысить чувствительность сельсинной схемы и тем самым повысить томность работы следящей системы в целом.

На практике эта задача решается путем применения повышающей передачи (редуктора) между командной осью и ротором *СД* и соответственно между исполнительной осью и ротором *СП*. В этом случае следящая система имеет две сельсинные схемы, образующие два канала измерения рассогласования в системе: грубый и точный каналы, каждый из которых включает в себя сельсин-датчик и сельсин-приемник (рис. 2.17).

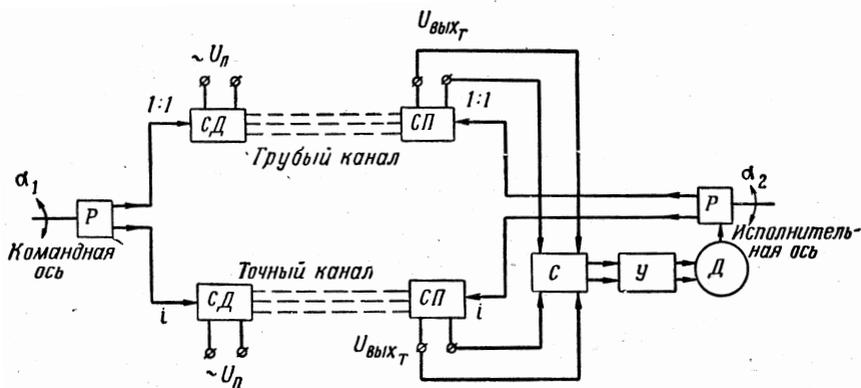


Рисунок 2.17 – Принципиальная схема грубого и точного каналов следящей системы

На рис. 2.17 обозначены:

*P* – редуктор;

*C* – синхронизатор, переключающий следящую систему с точного канала на грубый и наоборот;

*У* – усилитель;

*Д* – исполнительный электродвигатель.

Роторы сельсин-датчика и сельсин-приемника грубого канала связаны соответственно с командной и исполнительной осями следящей системы без повышающих редукторов, т.е. с передаточным отношением 1:1.

Роторы сельсин-датчика и сельсин-приемника точного канала связаны с теми же осями через повышающий редуктор с передаточным отношением  $i$ . В этом случае при повороте одной из осей следящей системы роторы сельсинов точного канала вращаются быстрее, чем роторы сельсинов грубого канала. Процесс измерения рассогласования и работа системы при этом осуществляются следующим образом.

Пусть командная ось следящей системы повернулась на угол  $\alpha_1$ . Тогда ротор *СД* грубого канала повернется также на угол  $i\alpha_1$ , а ротор *СД* точного канала – на угол  $\alpha_1$ . Если управление исполнительной осью системы вести по грубому каналу, то в результате отработки рассогласования ротор сельсин-приёмника и исполнительная ось системы повернутся на одинаковый угол  $\alpha_2$ , равный  $\alpha_2 = \alpha_1 \pm \varepsilon$ , где  $\varepsilon$  – собственная погрешность сельсинов грубого канала.

При этом остаточное рассогласование  $\Theta_0$ , или погрешность, в следящей системе будет равно  $\Theta_0 = \alpha_1 - \alpha_2 = \pm \varepsilon$ .

Если управление исполнительной осью вести по точному каналу, то после отработки системой рассогласования ротор *СП* повернется на угол  $\alpha_2 = i\alpha_1 \pm \varepsilon$ , после чего напряжение  $U_{\text{вых.т}}$  на выходе датчика станет равно нулю. Исполнительная ось системы при этом повернется на угол  $\alpha'_2 = \frac{\alpha_2}{i} = \alpha_1 \pm \frac{\varepsilon}{i}$ , так как она связан с ротором *СП* через редуктор с передаточным отношением  $i$ . Следовательно, остаточное рассогласование  $\Theta'_0$  или погрешность, в следящей системе в этом случае будет

$$\Theta'_0 = \alpha_1 - \alpha'_2 = \alpha_1 - \alpha_1 \pm \frac{\varepsilon}{i} = \pm \frac{\varepsilon}{i}.$$

Таким образом, погрешность в следящей системе при управлении по точному каналу уменьшается в  $i$  раз.

Последнее становится понятным, если учесть, что введение точного канала с повышающей передачей между сельсином и осью системы соответствует как бы увеличению крутизны характеристики  $U_{\text{вых}0} = f(\Theta)$  сельсинной схемы. Действительно, для грубого канала сельсинов одному обороту командной оси системы соответствует один период изменения выходного напряжения  $U_{\text{вых}0}$ . Для точного канала одному обороту оси системы соответствует  $i$  периодов изменения  $U_{\text{вых}0}$ . Поэтому для получения максимального значения выходного напряжения  $U_{\text{вых. макс}}$  в грубом канале сельсинов необходимо задать рассогласование  $\Theta'_T = 90^\circ$  (см. рис. 2.14), а в точном канале –  $\Theta_T = \frac{90^\circ}{i}$ .

Следовательно, точный канал сельсинов позволяет более точно осуществлять измерение рассогласования в системе, причем тем точнее, чем больше величина  $i$ .

Однако чрезмерное увеличение передаточного отношения редуктора  $i$  нельзя считать целесообразным.

В некоторых авиационных следящих системах величина  $i = 31$ . В этом случае управление следящей системой при малых углах рассогласования ( $< 3^\circ$ ) осуществляется с помощью точного канала сельсинов, при больших углах рассогласования – с помощью грубого канала. Переключение системы с одного канала на другой осуществляется с помощью специальных переключающих устройств – синхронизаторов.

Следящие системы, имеющие грубый и точный каналы измерения  $\theta$ , называются двухскоростными или двухканальными.

Чрезмерное увеличение передаточного отношения  $i$  редуктора в точном канале сельсинов вызывает затруднения в работе синхронизаторов, так как время, в течение которого должно быть сделано переключение с точного канала на грубый, с увеличением  $i$  уменьшается. Кроме того, при чрезмерном увеличении  $i$  начинает сильно сказываться влияние люфтов в передаче.

## **2.4 МАГНЕСИННАЯ ДИСТАНЦИОННАЯ ПЕРЕДАЧА ПЕРЕМЕННОГО ТОКА**

В авиационных приборах наряду с сельсинными передачами находят применение также магнесинные индикаторные передачи. Основной недостаток обычных сельсинов связан, как уже отмечалось, с наличием у них контактного устройства.

Скользящие контакты ограничивают применение сельсинных схем в ряде устройств по соображениям безопасности. Кроме того, момент трения, основная часть которого создается за счет трения щеток о кольца, в обычных сельсинах оказывается значительным (десятые доли граммсантиметра). Последнее исключает возможность вращения таких сельсинов в индикаторных дистанционных передачах с помощью чувствительных элементов, таких, например, как магнитоэлектрические приборы, показания которых необходимо передать на расстояние.

От указанных недостатков свободны бесконтактные дистанционные передачи, созданные на основе бесконтактных сельсинов или на основе бесконтактного устройства типа магнесин.

Принцип действия бесконтактного сельсина (см. рис. 2.16) ничем практически не отличается, как уже отмечалось, от принципа действия обычного сельсина (см. рис. 2.11). Поэтому и принцип работы дистанционной передачи в целом с бесконтактными сельсинами практически ничем не отличается от работы передачи с контактными сельсинами, рассмотренной выше.

Конструкция магнесина чрезвычайно проста. Отсюда чрезвычайная простота конструкции всей дистанционной передачи с магнесинами. По этой причине указанная передача получила значительно большее распространение по сравнению с дистанционной передачей с бесконтактными сельсинами.

Принципиальная электрическая схема бесконтактной дистанционной передачи с магнесинами показана на рис. 2.18.

В каждой дистанционной передаче используются два однотипных магнесина с одинаковыми параметрами. Один из них является магнесин-датчиком (*МД*), второй – магнесин-приемником (*МП*).

Статор магнесина представляет собой кольцевой сердечник, набранный из листового пермаллоя, на котором равномерно намотана обмотка. В трех точках обмотки, смещенных друг относительно друга на угол  $120^\circ$ , имеются отпайки *1*, *2*, *3*, в результате чего вся обмотка статора разбивается на три части (катушки), как в трехфазной системе.

В качестве ротора магнесина используется постоянный магнит цилиндрической формы, укрепленный на опорах.

Ось ротора магнесин-датчика (*МД*) механически связывают с осью того устройства, угловое положение которого необходимо передать на расстояние с помощью рассматриваемой передачи.

Ось ротора магнесин-приемника (*МП*) связана с указательной стрелкой (индексом).

Одноименные отпайки *1-1'*, *2-2'*, *3-3'* обмоток статоров датчика и приемника соединены между собой трехпроводной линией связи. К обмоткам статоров магнесинов подводится напряжение переменного тока  $U_n$  частотой 400 Гц так, как показано на рис. 2.18.

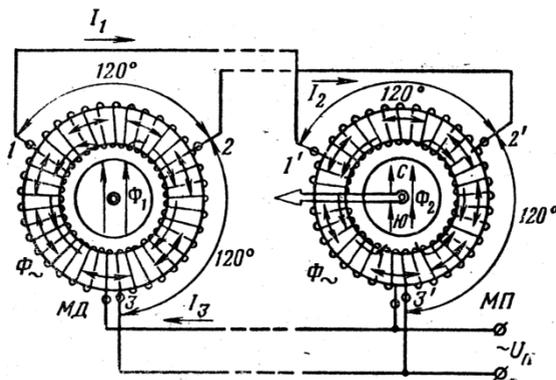


Рисунок 2.18 – Бесконтактная дистанционная передача с магнесинами

Рассмотрим работу магнесинной передачи. При подключении напряжения питания  $U_{\pi}$  к обмоткам статоров в каждом из магнесинов возникает переменный магнитный поток  $\Phi_{\sim}$ , который замыкается по кольцевому сердечнику.

Поток  $\Phi_p$  ротора, созданный постоянным магнитом, также проходит по кольцевому сердечнику. Величина потока  $\Phi_p$  определяется на основании закона Ома для магнитной цепи следующим выражением:

$$\Phi_p = \frac{N}{R_{\mu}},$$

где  $N$  – намагничивающая сила постоянного тока;

$R_{\mu}$  – магнитное сопротивление пути, по которому замыкается поток  $\Phi_p$ .

Сопротивление кольцевого сердечника статора на пути потока ротора  $\Phi_p$  зависит от степени насыщения материала (пермаллоя) сердечника.

Так как насыщения пермаллоя происходит при сравнительно слабых магнитных полях, кольцевой статор магнесина в нормальных условиях работы оказывается насыщен одну часть периода за счет переменного потока  $\Phi_{\text{н}}$  своей обмотки и не насыщен другую часть периода (когда поток близок к нулю).

Следовательно, пермалловый сердечник статора будет представлять собой переменное магнитное сопротивление  $R_{\mu}$  для потока  $\Phi_{\text{р}}$  постоянного магнита ротора. Это означает, что магнитный поток  $\Phi_{\text{р}}$  постоянного магнита будет переменным по величине.

Таким образом, общее напряжение (ЭДС) в катушках статора каждый раз обусловлено двумя причинами: напряжением питания  $U_{\text{п}}$  и дополнительной ЭДС  $e_{\text{д}}$ , наводимой в обмотках за счет пульсирующего потока  $\Phi_{\text{р}}$  ротора.

Так как обмотки *МД* и *МП* одинаковы, напряжение питания  $U_{\text{п}}$  приложенное к обмоткам, распределяется между катушками также одинаково.

Поэтому, если не учитывать дополнительную ЭДС  $e_{\text{д}}$ , потенциалы одноименных отпаяк *1-1'*, *2-2'*, *3-3'* в *МД* и *МП* всегда одинаковы. Величина дополнительных ЭДС  $e_{\text{д}}$  в катушках обмоток датчика и приемника будет зависеть как от величины потока  $\Phi_{\text{р}}$ , так и от взаимного расположения постоянного магнита и этих обмоток.

Пусть роторы *МД* и *МП* имеют одинаковые угловые положения. Тогда, очевидно, дополнительные ЭДС  $e_{\text{д}}$  в соответствующих катушках датчика и приемника будут также одинаковы. Отсюда потенциалы одноименных точек (отпаяк) *1-1'*, *2-2'*, *3-3'* датчика и приемника также одинаковы и уравнивающие токи между ними не протекают.

Если же угловые положения роторов *МД* и *МП* неодинаковы, дополнительные ЭДС  $e_{\text{д}}$  в одноименных катушках датчика и приемника имеют разные величины, в результате возникают уравни-

тельные токи  $I_1, I_2, I_3$ . Эти токи, протекая по катушкам статоров, взаимодействуют с потоком ротора  $\Phi_r$ , что приводит к появлению вращающего (синхронизирующего) момента, который по закону Ленца всегда направлен в сторону уничтожения рассогласования роторов.

Поэтому ротор магнесин-приемника (так же, как и в сельсинной передаче) будет следовать за всеми изменениями углового положения ротора магнесин-датчика. Точность отработки углов рассогласования в дистанционных передачах с магнесинами обычно составляет 1-2°.

### **3 ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И АГРЕГАТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Приборы и системы контроля работы силовых установок и агрегатов летательных аппаратов (ЛА) предназначены для измерения рабочих параметров силовых установок и положения элементов ЛА и выдачи электрических сигналов, пропорциональных этим параметрам, на приборы визуального контроля, световые табло, а также в системы автоматического управления работой силовых установок.

Рабочими параметрами силовых установок являются: температура и давление рабочих жидкостей и газов; частота вращения роторов силовых установок; запас и расход топлива, масел, газов; угловое или линейное перемещение элементов ЛА и силовых установок.

К приборам и системам относятся: авиационные манометры; авиационные термометры; авиационные тахометры; датчики и сигнализаторы; указатели положения элементов ЛА (крыло, щитки-закрылки, конусы и створки воздухозаборников и др.).

К ним относятся также топливоизмерительные системы: топливомеры, расходомеры, топливомерно-расходомерные системы, системы управления заправкой и выработкой топлива.

Рабочими жидкостями и газами силовых установок и агрегатов летательных аппаратов являются: авиационное топливо (керосин); масло в системах смазки и в гидросистемах; сжатые газы (воздух, азот, кислород); газы, выходящие из сопла силовой установки.

### 3.1 АВИАЦИОННЫЕ МАНОМЕТРЫ

Манометры предназначены для измерения давления жидкостей и газов. Наряду с манометрами на ЛА нашли широкое применение сигнализаторы давления. Их применение помогает разгрузить внимание летчика, так как электрические сигналы выдаются на световые табло, которые информируют его о выходе давлений за предельно-допустимые значения.

В настоящее время на ЛА нашли применение механические и электромеханические манометры.

Механические манометры подразделяются на:

- МВ – манометры воздушные;
- МГ – манометры гидравлические;
- МК – манометры кислородные;
- МЛ – манометры универсальные.

Принципиальная схема механического манометра с чувствительным элементом (ЧЭ) в виде манометрической трубки и манометрической коробки представлена на рис. 3.2.

Механические манометры широкого распространения в авиации не получили вследствие удаленности трубопроводов с установленными в них манометрами от объектов контроля, что ведет к ухудшению надежности, живучести и эксплуатационной технологичности контролируемых систем, а также к запаздыванию показаний при измерениях.

Этого недостатка лишены электромеханические манометры, у которых сигналы с электрических преобразователей давления (датчиков), установленных непосредственно на контролируемых объектах, с помощью электрической дистанционной передачи выдаются на показывающие приборы, расположенные в кабине. ЧЭ механических манометров и сигнализаторов служат манометрические мембраны, коробки, трубки (рис. 3.1).

Манометрические:

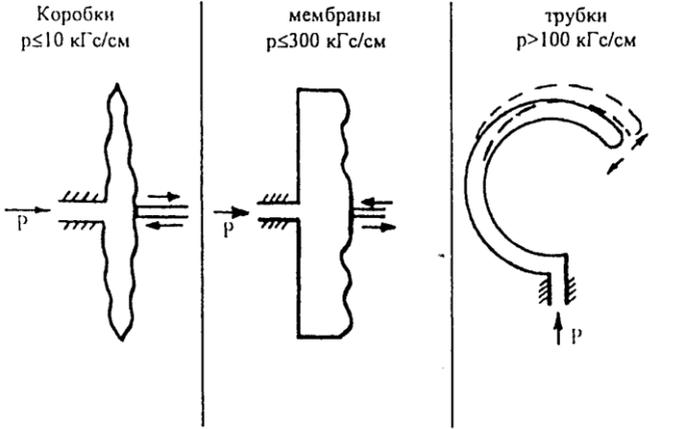


Рисунок 3.1 – Типы чувствительных элементов

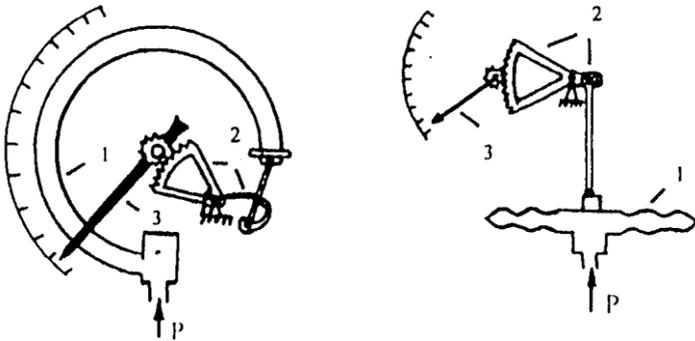


Рисунок 3.2 – Принципиальные схемы механических манометров

Электромеханические манометры предназначены для дистанционного измерения и контроля параметров гидравлических и газовых систем летательных аппаратов. Наиболее распространены электромеханические манометры типа ЭДМУ, ЭМ, ЭДММ, ДИМ, ИКГ, МИ, а также комбинированные приборы типа ЭМИ-ЗР,

ЭМИ-ЗРИ. В манометрах ЭДМУ, ЭМ, ЭДММ, ЭМИ-ЗР применяются потенциометрические, а в остальных – индуктивные преобразователи давления. В качестве указателей используются логометры.

В построении электрических схем и устройстве авиационных манометров широко используются принципы унификации. Так, конструкция указателя манометра ДИМ аналогична конструкции указателя манометра серии ЭДМУ, в последних в качестве чувствительных элементов применяются потенциометрические датчики, которые работают недостаточно надежно из-за перетириания потенциометров их щетками. Это явление вызвано наличием пульсации давления жидкостей с амплитудой до 3% от верхнего предела измерения. По этим причинам манометры серии ЭДМУ на современных ЛА заменяются манометрами серии ДИМ.

Устройство указателя и датчика манометра ЭМ также принципиально не отличается от устройства указателя и датчика манометра ЭДМУ. Отличие заключается лишь в количестве и расположении катушек логометра указателя. В трехстрелочном моторном индикаторе ЭМИ-ЗР используются электросхемы трех независимых приборов: электромеханического манометра типа ЭМ – для измерения давления топлива, электромеханического манометра типа ЭДМУ – для измерения давления масла и электрического термометра сопротивления ТУЭ-48 – для измерения температуры масла. В комбинированных гидрогазовых индикаторах ИКГ используются те же измерительные схемы, что и в манометрах ДИМ. Поэтому работу принципиальных электросхем манометров рассмотрим на примере типовой измерительной схемы дистанционного индуктивного манометра ДИМ.

В комплект манометра ДИМ входят датчик индуктивного типа и указатель. Диапазон измерения давлений манометрами этой серии составляет:  $0 \div 300 \text{ кг/см}^2$ . Рассмотрим работу манометра по

схеме на рис. 3.3. Указатель ДИМ является двухкатушечным магнитоэлектрическим логометром.

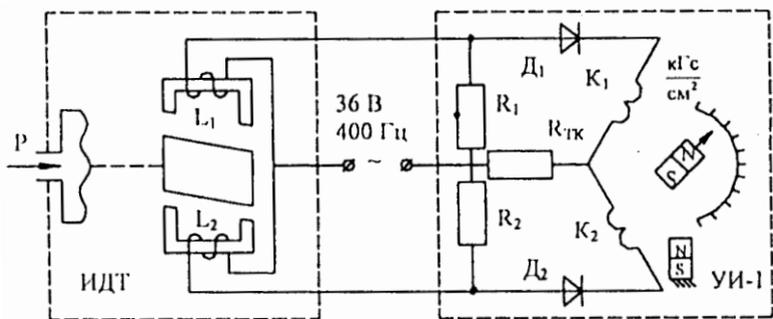


Рисунок 3.3 – Принципиальная схема манометра ДИМ

Схема манометра представляет собой электрический мост плечами которого являются катушки индуктивного датчика  $L_1$  и  $L_2$ , а два других плеча образованы резисторами  $R_1$  и  $R_2$  в указателе. Питание комплекта осуществляется  $\sim I, N = 36 \text{ В}$ ,  $F = 400 \text{ Гц}$ . Диоды  $D_1$  и  $D_2$  служат для согласования электрической схемы датчика, работающего на переменном токе, с указателем, работающим на постоянном токе. Катушки логометра включены в диагональ моста, а общей точкой подключены к полудиагонали. Катушки имеют одинаковое число витков, но разные размеры, так как одна из катушек надевается на другую, причем таким образом, чтобы их оси были расположены под углом  $120^\circ$ , что и определяет размах шкалы указателя. Для симметрии схемы в цепь внутренней катушки включается подгоночное сопротивление (на схеме не показано). Для компенсации температурной погрешности применяется резистор  $R_{TK}$ . Под воздействием избыточного

давления мембрана прогибается и перемещает якорь индуктивного датчика, при этом изменяются зазоры в магнитных цепях катушек  $L_1$  и  $L_2$ .

Изменение зазоров приводит к изменению индуктивности катушек и перераспределению токов в рамках логометра указателя, в результате подвижный магнит со стрелкой устанавливается по результирующему вектору магнитного потока катушек логометра. При выключении источника питания подвижная система логометра возвращается в исходное положение и стрелка логометра установится в крайнее левое положение за счет цилиндрического постоянного магнита укрепленного в нижней части шкалы указателя.

Модификацией индуктивных дистанционных манометров являются индикаторы комбинированные гидрогазовой системы ИКГ, работающие в комплекте с индуктивными датчиками типа ИМД. На самолете МИГ-29 установлен индикатор комбинированный гидрогазовый ИКГ-1. Он предназначен для дистанционного измерения и контроля давления гидравлической и пневматической систем, и измеряет давление жидкости в общей и бустерной гидросистеме и давление воздуха в основной и аварийной пневмосистемах самолета. Электрическая схема этого манометра аналогична принципиальной электрической схеме манометра типа ДИМ. Датчики индуктивные малогабаритные ИМД по принципу действия и устройству одинаковы с датчиками ИДТ и имеют лишь незначительные конструктивные отличия. Два датчика ИМД-260 установлены в пневматических системах, а два датчика ИМД-300 установлены в гидравлических системах.

Сигналы с датчиков выдаются на указатели логометрического типа, особенностью которых является вертикальное расположение шкал.

На самолете электропитание индикатора ИКГ-1 и датчиков ИМД-260 и ИМД-300 осуществляется переменным током напря-

жением 115 В, 400 Гц от генератора переменного тока через понижающий трансформатор ТР1-115/36 В, а лампы подсвета индикатора – переменным током напряжением 5,5 В, 400 Гц (рис. 3.4). Основными элементами схемы являются: 1 – индикатор ИКГ-1, 2 и 3 – датчики ИМД-300 в бустерной и общей гидросистемах; 6 – трансформатор ТР1-115/36 В; 4 и 5 – датчики ИМД-260 в аварийной и основной воздушных системах; 7 – автомат защиты АЗК1-2 «ИКГ, ИКЖ».

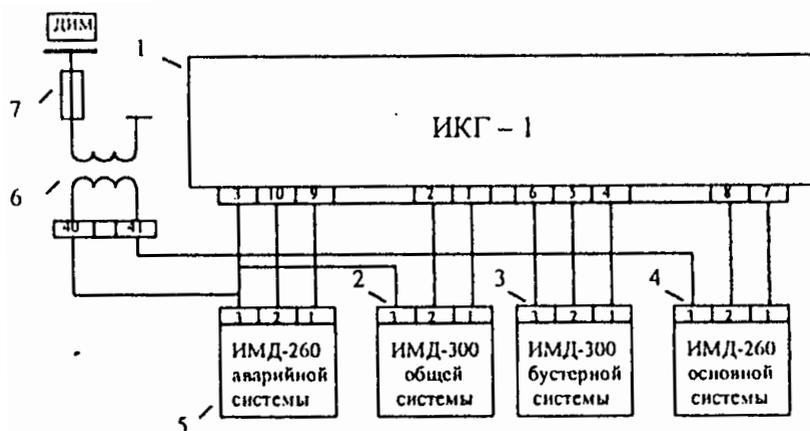


Рисунок 3.4 – Схема электропитания индикатора комбинированного гидрогазового ИКГ-1

Конструкция ИКГ показана на рис.3.5, а, а его лицевая панель на рис. 3.5, б. Индикатор ИКГ-1 состоит из четырех измерительных элементов 1, 2, 3, 4, на каждом из которых размещены катушки сопротивлений 5, выпрямительные диоды 6, магнитоэлектрический логометр 7 с подвижным магнитом и неподвижными рамками, расположенными под углом 90 °.

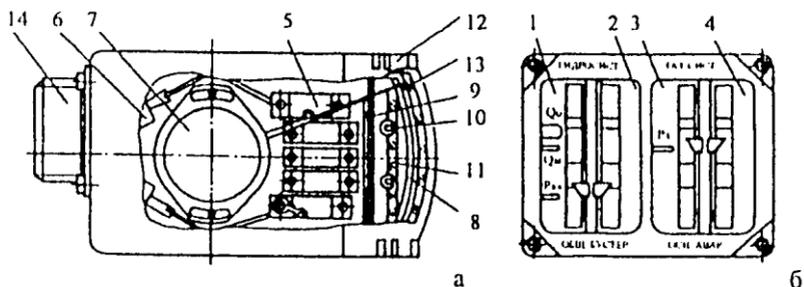


Рисунок 3.5 – Индикатор комбинированный гидрогазовый системы ИКГ

Индикация текущих значений параметров ведется по шкале 8, при этом контролируются не количественные значения параметров, а диапазоны нормальной, допустимой и критической зон параметров, которые окрашены в зеленый, желтый и красный цвет. Шкала закреплена на корпусе 9 подсвета, в котором имеются лампы подсвета со светофильтром 11. Все четыре измерительных элемента крепятся в корпусе 12, на лицевой части против соответствующих шкал измерительных элементов имеются надписи:

- в верхней части: «Гидросист.» и «ГАЗ. СИСТ.»;
- в нижней части: «ОБЩ., БУСТЕР», «ОСН., АВАР».

В корпусе закреплено защитное стекло 13; соединение с датчиком и источниками питания осуществляется штепсельным разъемом 14.

Профильная шкала индикатора «Гидросист.-Общ., Бустер» разградуирована на диапазоны, имеющие следующую окраску снизу вверх: красную, соответствующую давлению от 0 до 100 кгс/см<sup>2</sup>, желтую – от 100 до 150 кгс/см<sup>2</sup>, зеленую – от 150 до 220 кгс/см<sup>2</sup>, желтую – от 220 до 240 кгс/см<sup>2</sup> и красную – от 240 до 300 кгс/см<sup>2</sup> и обозначения:  $P_{AK}$  – давление в гидроаккумуляторах,  $Q_M$  – производительность насосов максимальная,  $Q_0$  – производительность насосов нулевая.

Профильная шкала индикатора «Газ.сист.-Осн.,Авар.» разградуирована на диапазоны, имеющие следующую окраску снизу вверх: красную, соответствующую давлению от 0 до 86,5 кГс/см<sup>2</sup>, желтую – от 86,5 до 130 кГс/см<sup>2</sup>, зеленую – от 130 до 191 кГс/см<sup>2</sup>, желтую – от 191 до 208 кГс/см<sup>2</sup> и красную – от 208 до 260 кГс/см<sup>2</sup> и обозначение  $P_3$  – давление зарядки.

Отсчет индексов на профильной шкале индикатора ИКГ-1 ведется снизу вверх. Индикатор ИКГ-1 имеет диапазон измерения давления в гидравлической системе от 0 до 300 кГс/см<sup>2</sup>, а в пневмосистеме – от 0 до 260 кГс/см<sup>2</sup>. Погрешность измерения давления на рабочих диапазонах обеих систем составляет  $\pm 1,5\%$ , а погрешность измерения давления на нерабочих диапазонах обеих систем составляет  $\pm 2\%$ .

Включение питания индикатора ИКГ-1 осуществляется с помощью выключателей «Аккумулятор.аэродром» и «Генер.~тока», при этом индексы на профильной шкале «Гидросист.-Общ., Бустер.» должны устанавливаться на отметке  $P_{AK}$  (давление создаваемое гидроаккумулятором,  $80 \pm 5$  кГс/см<sup>2</sup>, а индексы на профильной шкале «Газ. сист.», «Осн., Авар.» должны устанавливаться на отметке  $P_3$  (давление зарядки  $150 \pm 5$  кГс/см<sup>2</sup>). Индикатор ИКГ-1 установлен на приборной доске справа в кабине летчика.

Датчики ИМД-300 общей системы и ИМД-260 основной системы установлены между шп. № 8 и 9 справа, а датчики ИМД-300 бустерной системы и ИМД-260 аварийной системы установлены между шп. № 8 и 9 слева. На самолете нашли применение также недистанционные манометры: М-2А и НТМ-240 (они относятся к приборам контроля пневмосистемы). Манометр М-2А предназначен для показания величины давления воздуха в системе торможения колес основных стоек шасси при нажатии на рычаг торможения на ручке управления самолетом. Он имеет две шкалы, отградуированные от 0 до 16 кГс/см<sup>2</sup> с оцифровкой через 4 кГс/см<sup>2</sup>, цена

деления – 0,5 кГс/см<sup>2</sup>. Манометр установлен на нижнем щитке приборной доски.

Следует отметить, что для упрощения контроля показаний на ободках корпусов и шкалах некоторых приборов нанесены цветными красками зоны, характеризующие режимы работы систем и агрегатов: голубой цвет – режим без ограничений; желтый цвет – внимание, но работа допускается; красный цвет – работа на этом режиме запрещена. Ободок корпуса прибора М-2А с нанесенными цветными метками представлен на рис. 3.6.

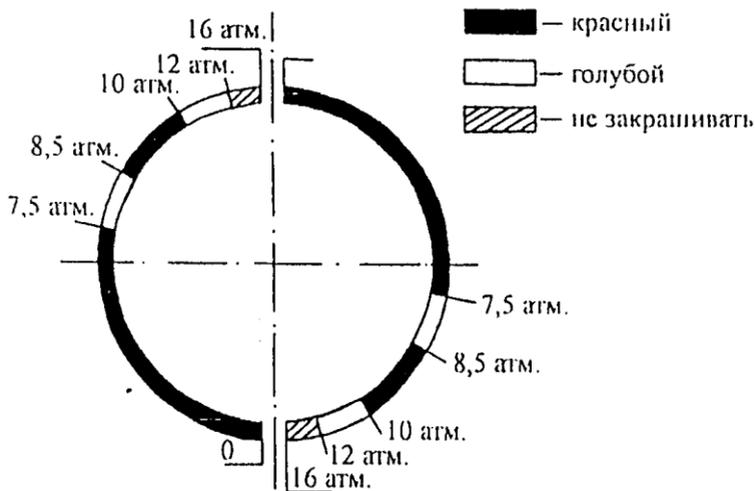


Рисунок 3.6 – Ободок корпуса прибора М-2А с нанесенными цветными метками

Недистанционные теплостойкие манометры НТМ-240 (2 шт.) предназначены для контроля давления зарядки систем азотом. Один НТМ-240 (для контроля давления зарядки системы наддува гидравлических баков) установлен в нише правой основной стойки шасси, второй НТМ-240 (для контроля давления зарядки основной пневмосистемы) установлен в нише левой основной стойки шасси.

Шкала прибора отградуирована от 0 до 240 кгс/см<sup>2</sup> с оцифровкой на точках: 0, 12, 24 с ценой деления 20 кгс/см<sup>2</sup>. Показания, обозначенные на шкале стрелкой необходимо умножать на коэффициент 10.

На вертолете для контроля работы гидравлической системы установлены три комплекта манометров типа ДИМ-100. Они предназначены для измерения давления жидкости в основной, дублирующей и вспомогательной гидросистемах. В комплект ДИМ-100 входит датчик ИДТ-100 и указатель УИ1-100. Для контроля работы воздушной системы установлены: манометр ДИМ-40 и три не дистанционных манометра типа НТМ (НТМ-4 и два манометра НТМ-100). Манометр ДИМ-40 предназначен для дистанционного измерения давления воздуха в тормозной системе. В комплект входит указатель УИ1-40 и датчик ИД-40. Недистанционный теплостойкий манометр НТМ-4 предназначен для недистанционного измерения давления воздуха в магистрали герметизации дверей.

Манометр НТМ-100 предназначен для измерения давления в воздушной системе вертолета. Другой манометр НТМ-100 предназначен для измерения давления в системе пневмоперезарядки оружия.

### **3.1.1 СИГНАЛИЗАТОРЫ И ДАТЧИКИ ДАВЛЕНИЯ**

Сигнализаторы и датчики давления служат для выдачи сигнала отклонения давления в системе от заданной величины. В качестве ЧЭ в них используется гофрированная мембрана.

Наиболее широкое применение получили сигнализаторы типа СД, СДУ, МСТ, МСТВ и дистанционные индуктивные датчики давления типа ДАТ. Шифр сигнализаторов содержит следующие буквенные обозначения: С – сигнализатор, Д – давления, У – уни-

фицированный, М – малогабаритный, Т – теплостойкий, В – виброустойчивый.

Число, входящее в шифр сигнализатора, означает номинальную величину срабатывания сигнализатора. У сигнализатора с нормально-разомкнутыми контактами к шифру сигнализатора добавляется буква «А». Сигнализаторы типа МСТ или МСТВ могут быть выполнены со специальным штуцером, в этом случае к шифру сигнализатора добавляется буква «С», сигнализаторы для повышенных температур выпускаются с буквой «М» (например, МСТВ-2АСМ). Сигнализаторы по принципу действия одинаковы и выполняются с нормально-замкнутыми (без давления) и нормально-разомкнутыми контактами. Устройство сигнализаторов МСТВ показано на рис. 3.7. Работа сигнализатора заключается в следующем. Измеряемое давление поступает через штуцер под мембрану 1. Прогибаясь, мембрана с закрепленным на ней изолятором 2 перемещает контакт 3. Контакты 3 и 4 замыкаются или размыкаются, выдавая сигнал в цепь управления или сигнализации. Пружина 5 служит для возвращения контактов в исходное состояние после прекращения воздействия давления. Регулировка зазора между контактами (регулировка точки срабатывания сигнализатора) производится путем перемещения узлов крепления пружины с контактами. На базовом самолете установлен сигнализатор давления МСТВ-0,3, который предназначен для сигнализации о невыработке топлива из подвесного бака, при этом сигнал поступает на универсальное сигнальное табло (УСТ) системы «Экран», «Выработ. подвес. бака нет» и речевую информацию.

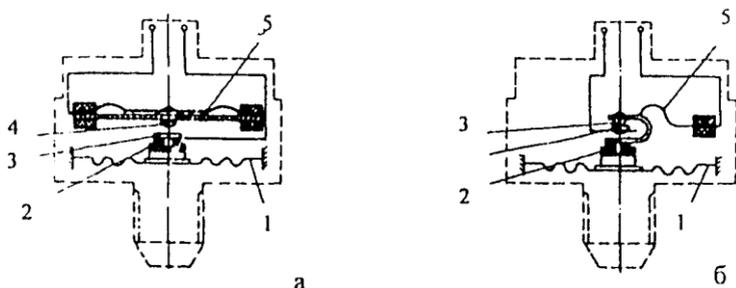


Рисунок 3.7 – Сигнализаторы давления:  
 а – с нормально разомкнутыми контактами,  
 б – с нормально замкнутыми контактами

Помимо рассмотренных выше сигнализаторов на ЛА нашли применение сигнализаторы, реагирующие на разность давлений. Так, на самолете МИГ-29 применяется сигнализатор перепада давлений топлива СПТ-0,2, который установлен в расходной магистрали и предназначен для выдачи сигнала при условии отсутствия подкачки топлива в двигатели на УСТ системы «Экран», «Нет подкачки» и в речевой информатор. Число, входящее в шифр сигнализатора, означает, что сигнализатор замыкает электрическую цепь при снижении перепада давлений до  $0,2 \text{ кгс/см}^2$ .

Принцип работы сигнализатора (рис. 3.8, а) основан на способности ЧЭ (система жестко связанных двух стальных сильфонов и мембраны) прогибаться на определенную величину в зависимости от действующего перепада (разности) давлений  $P_d - P_c$ . Система чувствительных элементов состоит из рабочей мембраны 1, которая реагирует на перепад (разность) давлений, действующих на нее с двух сторон, и разделительных сильфонов 2, отделяющих статическую и динамическую полости прибора от контактной системы. Прогибаясь в сторону меньшего из действующих давлений, ЧЭ перемещает контакт 4, который размыкается с контактом 3.

Величина допустимого тока через контакты у сигнализатора СПТ такая же, как и у сигнализаторов типа МСТ и составляет до 1,5 А с омической нагрузкой при напряжении постоянного тока ( $27 \pm 3$ ) В или 0,5 А с индуктивно-омической нагрузкой.

Дистанционные индуктивные датчики типа ДАТ предназначены для измерения избыточного давления газов и жидкостей, в том числе топлива, масла, воздуха и газообразного кислорода, с выдачей сигнала в схему контроля. Датчик (рис. 3.8, б) работает по схеме дифференциального трансформатора. Деформация ЧЭ 1 передается на шток 2, жестко связанный с якорем 3, изменяющим зазоры магнитных цепей катушек 4 и 5, что приводит к изменению выходного напряжения.

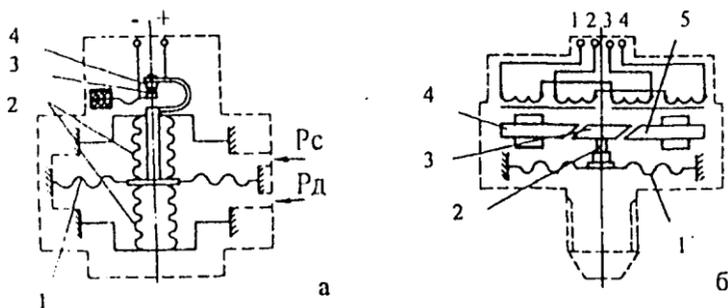


Рисунок 3.8 – Сигнализаторы давления:  
а – сигнализатор перепада давлений, б – датчик давления

Питание датчиков осуществляется от сети переменного тока напряжением  $36 \text{ В} \pm 0,3\%$  частотой  $(400 \pm 6) \text{ Гц}$ . Диапазон измерения давления – от 0 до 40 МПа. Датчики на 1,5 и 25 МПа предусмотрены для измерения давления кислорода. Датчик может быть выполнен со штуцером, предусматривающим подсоединение к источнику измеряемого давления путем вворачивания в тело изделия. В этом случае к шифру датчика добавляется буква «С»

(например ДАТ-40с). Помимо индукционных датчиков типа ДАТ на базовом самолете применяются измерительные комплексы давления типа ИКД-27 или реле давления типа ИКДР.

### 3.1.2 ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС ДАВЛЕНИЯ ИКД-27ДФ И ИКД-27ДА

Измерительный комплекс давления ИКД-27 состоит из отдельных приборов ИКД-27Дф и ИКД-27Да, предназначенных для измерения давления (избыточного, абсолютного или перепада давлений) и выдачи напряжений постоянного тока, пропорционально измеряемым давлениям в систему САУ. Эти приборы основаны на преобразовании с помощью индукционного преобразователя перемещения упругого ЧЭ в электрический сигнал, пропорциональный измеряемому давлению.

Структурная схема такого прибора представлена на рис. 3.9 и включает упругий чувствительный элемент (ЧЭ), индукционный преобразователь перемещения (ИП), генератор (Г), выпрямитель (В), стабилизатор (С).

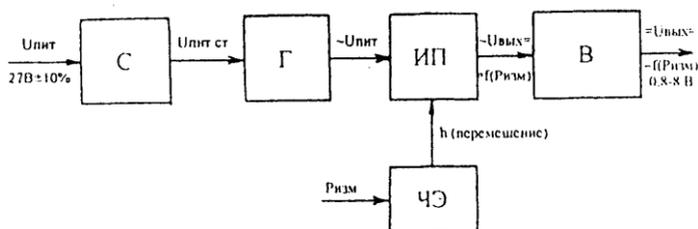


Рисунок 3.9 – Структурная схема измерительного комплекса давления

Прибор питается напряжением постоянного тока  $U = 27$  В, которое поступает на стабилизатор напряжения. Стабилизатор

напряжения обеспечивает стабилизацию своего выходного напряжения  $8,5 \div 9,5$  В при изменении напряжения источника питания прибора от 20 до 30 В. Генератор преобразует стабилизированное напряжение постоянного тока в переменное напряжение с амплитудой 12 В и частотой 28 кГц, необходимое для питания индуктивного преобразователя. Индуктивный преобразователь является преобразователем дифференциально-трансформаторного типа. Принцип действия его основан на изменении потокосцепления между секциями двух обмоток преобразователя при перемещении якоря, жестко связанного с упругим ЧЭ – манометрической (анероидной) коробкой, воспринимающей измеряемое давление. При изменении давления коробка, деформируясь, перемещает шток с якорем. Перемещение якоря вызывает изменение зазоров между якорем и магнитопроводами, вследствие чего изменяется потокосцепление между секциями первичной и вторичной обмоток, а следовательно, изменяется и напряжение на вторичной обмотке.

Выходное напряжение индукционного преобразователя выпрямляется выпрямителем и поступает на выходные клеммы прибора в виде напряжения постоянного тока, пропорционального измеряемому давлению.

Измерительные комплексы давления классифицируются по диапазонам измерения и видам измеряемых давлений.

Шифр прибора состоит из букв и цифр. Число 27, стоящее после букв, означает величину напряжения питания прибора. Буквы «Дф» обозначают, что прибор измеряет избыточное давление или перепад давлений. Приборы этой группы ИКД-27Дф измеряют избыточное давление в диапазоне  $0 \div 250$  кГс/см<sup>2</sup> и перепад давлений от -0,1 до +0,5 кГс/см<sup>2</sup>. Буквы «Да» в шифре прибора обозначают, что прибор измеряет абсолютное давление. Диапазоны измерения абсолютного давления для ИКД-27Да изменяются от 0 до 17 кГс/см<sup>2</sup> и от 30 до 3000 мм рт.ст. Числа, стоящие после букв

«Дф» и «Да», обозначают максимальное значение измеряемого давления в килограмм – силах на квадратный сантиметр или в миллиметрах ртутного столба, а в ИКДР еще и величину давления в точке срабатывания. Основная погрешность приборов ИКД-27 –  $3 \div 4\%$ . На самолете МИГ-29 установлены приборы ИКД следующих маркировок: ИКД-27Да-220-780 (2 шт.); ИКД-27Дф-1.6 (2 шт.).

### **3.1.3 ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС РЕЛЕ ДАВЛЕНИЯ ИКДРДФ И ИКДРДА**

Измерительный комплекс реле давления ИКДР состоит из отдельных приборов ИКДРДф и ИКДРДа, предназначенных для выдачи электрического сигнала при достижении заданных абсолютных и избыточных перепадов давлений и выдачи напряжений постоянного тока, пропорциональных измеряемым давлениям в блок предельных регуляторов БПР-88.

Принцип действия прибора основан на свойстве индукционного преобразователя изменять фазу выходного напряжения на  $180^\circ$  при переходе якоря индукционного преобразователя (ИП) через электрический нуль.

Блок-схема прибора представлена на рис. 3.10 и включает в себя ЧЭ, преобразующий давление  $P_{изм}$  в перемещение, индукционный преобразователь перемещения ИП, компенсатор температурных погрешностей К, позволяющий также производить подстройку точки выдачи сигнала, генератор Г с усилителем в цепи обратной связи УОС; транзисторный переключатель ТП, преобразующий импульсы генератора в релейный электрический сигнал постоянного тока и фильтр Ф в цепи питания усилителя УОС и генератора Г. Работа прибора заключается в следующем.

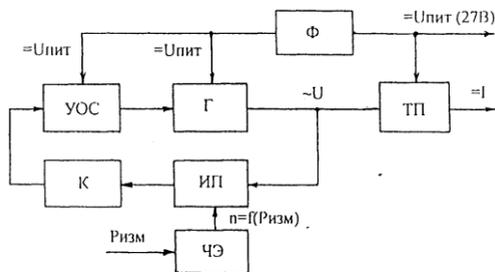


Рисунок 3.10 – Блок-схема прибора ИКДРДа и ИКДРДф

Контролируемое давление воспринимается ЧЭ, перемещение которого преобразуется индуктивным преобразователем в напряжение обратной связи. При достижении якорем ИП положения, при котором соблюдается условие самовозбуждения, генератор Г возбуждается. Усилитель УОС в цепи обратной связи обеспечивает возбуждение генератора. Генерируемые импульсы поступают на транзисторный переключатель ТП, который преобразует их в релейный электрический сигнал постоянного тока, обеспечивая в нагрузке ток до 200 мА при  $U = 27$  В.

В приборах ИКДРДа чувствительным элементом является анероидная коробка, а в приборах ИКДРДф – манометрическая коробка. В шифре прибора число, стоящее после букв Дф или Да, означает максимальную величину диапазона давления точек срабатывания, на которую настроен прибор. Следующее за ним через «—» число означает величину давления, соответствующую точке срабатывания прибора. Буква в конце шифра означает состояние выходной цепи при изменении давления от 0 до точки срабатывания: О – открытое (ток поступает в нагрузку); З – закрытое (ток не поступает в нагрузку). Основная погрешность приборов ИКДР составляет  $4 \div 5\%$ . На самолете МИГ-29 установлены приборы ИКДР следующих маркировок: ИКДРДа-830-510-0 (2 шт.); ИКДРДа-400-460-0; ИКДРДф-0,025-0,022-3 и ряд других.

## 3.2 АВИАЦИОННЫЕ ТЕРМОМЕТРЫ

Термометры предназначены для измерения температуры жидкостей и газов. По принципу действия термометры подразделяются на электрические термометры сопротивления и термоэлектрические термометры.

### 3.2.1 ТЕРМОМЕТРЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ

Термометры сопротивления предназначены для измерения температуры окружающей среды: масла в системе двигателя, воздуха в кабине и герметических отсеках ЛА.

Принцип их действия основан на зависимости проводников и полупроводников от температуры. Сопротивление проводников является линейной функцией температуры:

$$R_1 = R_0[1 - \alpha(T - T_0)],$$

где  $R_1$  – сопротивление проводника при измеряемой температуре  $T$ ;  $R_0$  – сопротивление проводника при начальной температуре  $T_1$ ;  $\alpha$  – температурный коэффициент сопротивления проводника.

Из формулы видно, что измеряя электрическое сопротивление проводника, можно определять температуру. Теплочувствительные элементы термометров сопротивления обычно изготавливают из никелевой проволоки, так как никель в сравнении с другими металлами отличается большей коррозионной устойчивостью и постоянством характеристик при высоких температурах. Кроме того, никель имеет большой температурный коэффициент. В авиации для измерения температуры масла и воздуха в кабине и отсеках широкое применение нашел электрический унифицированный термометр ТУЭ-48 (рис. 3.11). В его состав входят приемник тем-

пературы П-1 (терморезистор  $R_{T1}$ ) и указатель – магнитоэлектрический логометр, который по принципу работы и устройству подобен указателю манометра ДИМ.

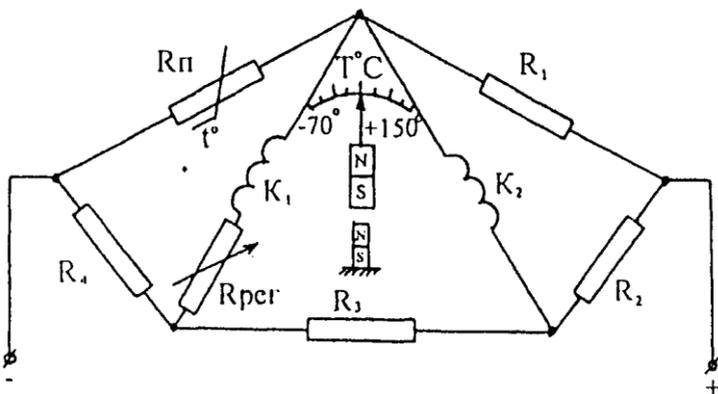


Рисунок 3.11 – Принципиальная схема термометра сопротивления ТУЭ

Терморезистор  $R_{T1}$  является одним из плеч измерительного моста, образованного резисторами  $R_1, R_2, R_3, R_4$ . Катушки логометра  $K_1$  и  $K_2$  включены в диагонали моста. Токи, протекающие по катушкам логометра, зависят от температуры (сопротивления) терморезистора  $R_{T1}$ . Подвижный магнит со стрелкой устанавливается по результирующему вектору магнитного потока катушек. Стрелка по шкале покажет температуру в  $^{\circ}\text{C}$ .

Неподвижный магнит возвращает подвижную систему в исходное положение после выключения источника питания. Диапазон измерения температуры ТУЭ-48 от  $-70^{\circ}$  до  $+150^{\circ}\text{C}$ . Основная погрешность не превышает  $\pm 1,5\%$ . Теплочувствительный элемент П-1 состоит из никелевой неизолированной проволоки, намотанной на слюдяные пластины. Собранный элемент вставляется в трубку из нержавеющей стали и закрепляется гайкой.

На базовом самолете термометры сопротивления не применяются. На вертолете применяются термометры сопротивления: ТНВ-45 и ТУЭ-48.

Термометр наружного воздуха ТНВ-45 предназначен для измерения температуры воздуха, находящегося за бортом вертолета (рис. 3.12).

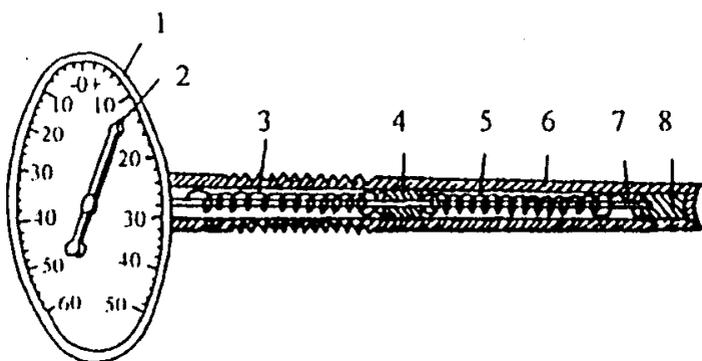


Рисунок 3.12 – Термометр ТНВ-45

Основными элементами термометра являются: 1 – корпус; 2 – стрелка; 3 – направляющая пружина; 4 – неподвижная втулка; 5 – биметаллическая пружина; 6 – трубка; 7 – ось; 8 – упорная втулка.

Данный прибор является биметаллическим термометром, его принцип действия основан на свойстве биметаллической спиральной пружины раскручиваться или закручиваться при изменении температуры окружающей среды. Чувствительным элементом термометра служит биметаллическая пружина, одним концом закрепленная неподвижно, а другим подсоединенная к стрелке. При изменении температуры окружающего воздуха свободный конец биметаллической пружины перемещается, а вместе с ним переме-

щается и стрелка. Биметаллическая пружина конструктивно закреплена в трубке теплообменника, для его крепления к борту вертолета на кожухе имеется резьба. Шкала термометра имеет диапазон измерения от  $-60$  до  $+50^{\circ}\text{C}$ , оцифровку через  $10^{\circ}\text{C}$  и цену деления  $-2^{\circ}\text{C}$ .

ТНВ-45 относится к недистанционным термометрам сопротивления. К дистанционным термометрам сопротивления относится термометр ТУЭ-48, принцип действия которого мы рассмотрели с вами ранее. На вертолете термометр ТУЭ-48 предназначен для контроля температуры воздуха, поступающего от системы кондиционирования для обогрева кабины экипажа и обогрева стекол кабины экипажа, а также для индивидуального обдува, вентиляции и обогрева грузовой кабины. Помимо отдельных комплектов дистанционных манометров и термометров на ЛА нашли широкое применение комбинированные приборы типа ЭМИ-ЗРИ и ЭМИ-ЗРВИ (так называемые трехстрелочные моторные индикаторы). На вертолете эти комбинированные приборы применяются для контроля работы силовой установки и трансмиссии (рис. 3.13). На вертолете установлены два трехстрелочных моторных индикатора ЭМИ-ЗРИ, которые предназначены для контроля давления масла, топлива и температуры масла левого и правого двигателей. В комплект ЭМИ-ЗРИ входит датчик температуры П-2Т (модернизированная конструкция П-1), датчик давления топлива ИДТ-100 и датчик давления масла ИДТ-8, а также указатель УИЗ-ЗК. Таким образом, ЭМИ-ЗРИ объединяет три измерительных электрических прибора, работающих независимо друг от друга. Указатель УИЗ-ЗК имеет три шкалы: верхняя шкала – манометр топлива, диапазон измерения от 0 до  $100 \text{ кгс/см}^2$ ; левая шкала – манометр масла, диапазон измерения от 0 до  $8 \text{ кгс/см}^2$ ; правая шкала – термометр масла, диапазон измерения от  $-50$  до  $+150^{\circ}\text{C}$ .

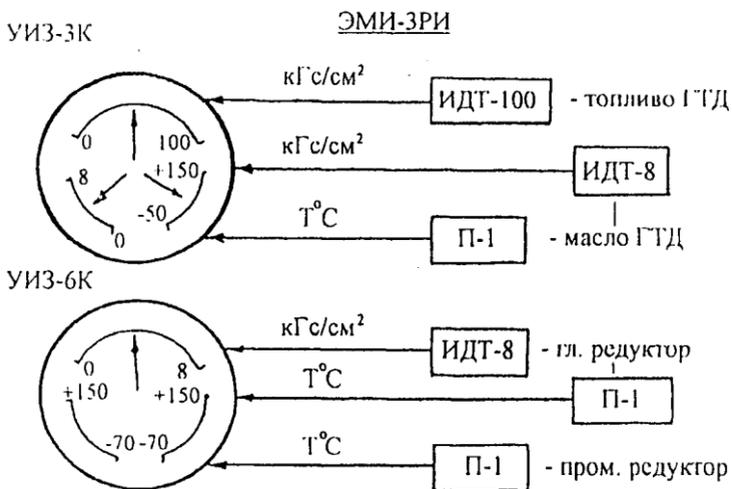


Рисунок 3.13 – Электрические моторные индикаторы ЭМИ

По принципу действия термометр масла аналогичен термометру ТУЭ-48, а манометры топлива и масла относятся к дистанционным индуктивным манометрам типа ДИМ. Объединение трех указателей в один трехстрелочный указатель УИЗ-3К облегчает чтение показаний, так как шкалы приборов подобраны так, что при нормальной работе двигателя стрелки занимают симметричное положение, близкое к перевернутой букве «Т».

На вертолете также установлено два комплекта электрических трехстрелочных моторных индикатора ЭМИ-ЗРВИ. Один комплект предназначен для дистанционного измерения давления масла главного редуктора, а также температуры масла главного и промежуточного редукторов. Второй комплект служит для измерения давления масла в коробке приводов, а также температуры масла в коробке приводов и в хвостовом редукторе; для определения давления масла использован датчик ИДТ-8, а температуры масла – приемники температуры П-1. В качестве показывающего прибора применяется трехстрелочный указатель УИЗ-6К. Пределы

измерения давления масла:  $0 \div 8 \text{ кгс/см}^2$ , температурный интервал работы от  $-70$  до  $+150^\circ\text{C}$ .

### 3.2.2 ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ТЕРМОМЕТРЫ

Термоэлектрические термометры предназначены для измерения температуры выходящих газон силовых установок. К ним предъявляются высокие требования по точности измерения, так как повышение температуры газов на 1% снижает предел прочности лопаток турбины силовой установки на 3-10%, а снижение температуры на 1% увеличивает прочность лопаток, но уменьшает тягу силовой установки на 2-3%.

Принцип действия термоэлектрического термометра основан на измерении с помощью милливольтметра термо-ЭДС, возникающей при нагреве спая двух разнородных металлов (термоэлектродов). Спай получил название термопары. Термо-ЭДС возникает и на свободных концах термопары, соединенных через милливольтметр (холодный спай), шкала которого проградуирована в  $^\circ\text{C}$ . Ее величина определяется температурой окружающей среды. В результате милливольтметр будет измерять разность термо-ЭДС  $E_T$  между «горячим»  $E_1$  и «холодным»  $E_2$  спаями:

$$E_T = E_1 - E_2.$$

Изменение температуры окружающей среды приводит к изменению  $E_2$  и появлению методической температурной погрешности термометра. С целью ее уменьшения в термометрах применяют термопары с термоэлектродами из специальных сплавов типа «НК-СА» (никель-кобальт-специальюмель), «ХА» – (хромель-алюмель), термо-ЭДС которых возникает при температуре более  $300^\circ\text{C}$  («НК-СА») и при  $t > 0^\circ\text{C}$  («ХА»).

Тем самым колебания температуры окружающей среды в пределах  $\pm 60^{\circ}\text{C}$  практически не влияют на показания прибора. На базовом самолете установлены два комплекта термоэлектрических термометров ИТГ-1.

Термометр ИТГ-1 предназначен для измерения температуры «Т<sub>4</sub>» заторможенного потока газов за турбиной двигателя и выдачи сигналов на регулятор температуры блока предельных регуляторов БПР-88 при работе двигателя на земле и в полете.

В комплект термометра ИТГ-1 входят: измеритель ИТГ-1; термопары Т-99 или Т-38-3; соединительная колодка К-82 и соединительные провода.

Особенностью термометра является применение двоярных термопар, соединенных параллельно и образующих две самостоятельные цепи по 12 термопар Т-99 или по 7 термопар Т-38 в каждой цепи. Одна цепь подключается к указателю термометра, другая к регулятору температуры.

Принцип действия ИТГ-1 рассмотрим по принципиальной схеме на рис. 3.14, а. Основными элементами электрической схемы являются термопреобразователь, соединительные провода и измерительный прибор. Термопреобразователь ТП представляет собой блок параллельно соединенных термопар. Термо-ЭДС преобразователя измеряется магнитоэлектрическим милливольтметром. Элементами электрической схемы ИТГ-1 также являются:  $R_{\text{пр1}}$  и  $R_{\text{пр2}}$  – электрические сопротивления противодействующих пружин;  $R_{\text{б}}$  – электрическое сопротивление биметаллического корректора;  $R_{\text{д}}$  – добавочное сопротивление измерителя, обеспечивающее постоянство внутреннего сопротивления милливольтметра;  $R_{\text{тк}}$  – термокомпенсационное сопротивление, предназначенное для уменьшения погрешности прибора из-за изменения сопротивления рамки указателя;  $R_{\text{п}}$  – подгоночное сопротивление со-

единительных проводов;  $R_{\text{сн}}$  – соответственно сопротивления термомпары и соединительных проводов.

Биметаллический корректор ( $R_6$ ) предназначен для автоматического ввода поправки в показания термометра при изменении температуры холодного спая. При изменении  $t^{\circ}\text{C}$  биметаллическая спираль поворачивает подвижную систему и стрелку прибора на дополнительный угол, компенсируя температурные погрешности. Для регулировки биметаллического компенсатора в нижней части шкалы указателя имеется винт.

Измерители ИТГ-1 установлены в кабине на центральной приборной доске справа. Рассмотрим устройство термопреобразователя и указателя.

Термопреобразователь ТП представляет собой цельную неразборную конструкцию кольцевого типа, состоящую из 12 двоянных термопар Т-99 и соединительного кабеля в стальной оболочке.

Термомпары Т-99 расположены равномерно по окружности сечения выходного сопла АД из соображения наиболее точного замера среднemasсовой температуры «Т<sub>4</sub>». Термомпары соединены в две независимые группы по 12 параллельно соединенных термоэлектродов, одна группа выдает данные на указатель, а другая в регулятор температур.

Каждая термопара представляет собой неразъемную конструкцию и состоит из трубки, сваренной с камерой торможения и с заармированными в нее двоянными термоэлектродными, выполненными из сплавов хромеля («+» – положительный) и алломеля («-» – отрицательный). Камера торможения и крышка с контактными винтами из термоэлектродного материала приварены к корпусу. Стенки камеры торможения (рис. 3.14, в) выполнены из жаропрочной стали. Камера имеет 2 входных отверстия диаметром 3 мм и одно выходное, диаметром 4 мм, что позволяет получить

усредненную температуру по высоте термопары. Термопары соединяются к указателю соединительными проводами из термоэлектродного материала группы «ХА».

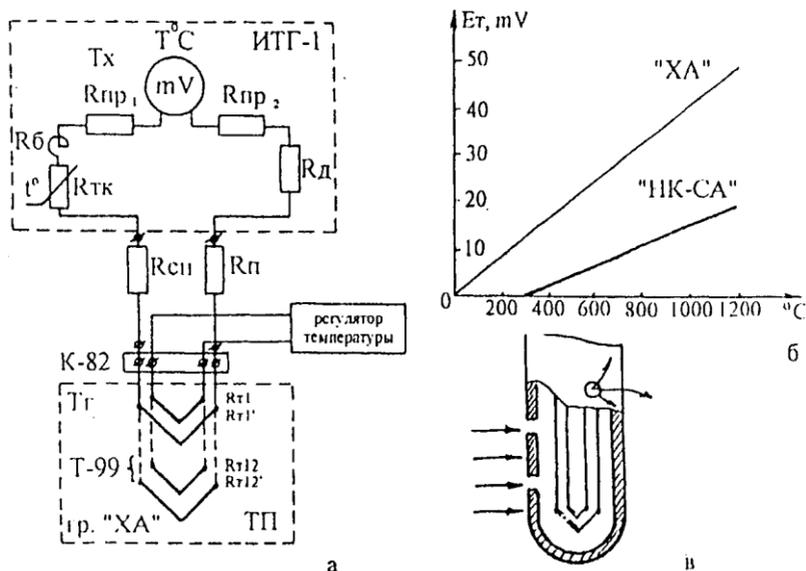


Рисунок 3.14 – Термометр ИТГ-1:

- а – принципиальная схема термоэлектрического термометра ИТГ-1;
- б – зависимость величины термоэлектродвижущей силы от температуры;
- в – камера торможения термопары

Для подгонки сопротивления внешней цепи термометра (включая термопары) до величины  $(7,5 \pm 0,1)$  Ом при температуре  $+20^\circ\text{C}$  в штепсельный разъем, подходящий к указателю, впаяно дополнительное сопротивление.

Измеритель ИТГ-1 имеет шкалу с углом размаха  $230^\circ$ , диапазоном измерения от  $200$  до  $1100^\circ\text{C}$ , оцифрованную на точках 2, 4, 8, 10, соответствующих сотням градусов Цельсия (« $\times 100^\circ\text{C}$ »).

Нулевое положение стрелки обозначено точкой. Цена деления от 200 до 300°C и от 1000 до 1100°C – 50°C. Цена деления на остальном участке шкалы – 20°C. На шкале указаны: шифр прибора – «ИТГ-1», градуировка «Гр.ХА», градуировочная величина сопротивления внешней цепи « $R_{вн} - 7,5 \text{ Ом}$ » и номер измерителя. Погрешность показаний комплекта при  $t=20\pm 5^\circ\text{C}$  составляет  $\pm 12^\circ\text{C}$  в диапазоне от 450 до 750°C;  $\pm 15^\circ\text{C}$  в диапазоне от 750 до 1000°C;  $\pm 30^\circ\text{C}$  в диапазоне от 1000 до 1100°C. Ободок шкалы имеет метки желтого и красного цвета.

Начало (левая граница) желтого сектора должно соответствовать температуре 700°C (750°C) – это максимально допустимая температура « $T_4$ » при запусках на земле и в полете. Начало красного сектора соответствует максимальному значению температуры « $T_4$ » при работе на режиме повышенных температур (РПТ) и определяется из формулы:

$$"T_4" + 20^\circ\text{C} + (\pm\Delta t_4),$$

где « $T_4$ » – соответствует настройке капала « $T_4$ » БПР-88 на режиме РПТ при  $t_{\text{ex}} = 80^\circ\text{C}$  (записана в формуляре двигателя);  $+20^\circ\text{C}$  – погрешность БПР-88 и системы измерения « $T_4$ »;  $\pm\Delta t_4$  – погрешность измерителя для температуры 800°C или 900°C в зависимости от значения суммы « $T_4$ »  $+20^\circ\text{C}$ , которая округляется до величины 800°C или 900°C.

При установке нового двигателя или при замене его в процессе эксплуатации, цветные метки на измерителе наносятся вновь. Величину « $T_4$ » необходимо брать из формуляра двигателя, а  $\pm\Delta t_4$  – из паспорта измерителя.

На базовом вертолете для определения температуры газов за турбиной газотурбинного двигателя АИ-9В применяется термометр выходящих газов ТСТ-282С. Это термоэлектрический термометр по принципу действия аналогичен ИТГ-1. Отличается он некоторым конструктивным исполнением. В комплект ТСТ-282С входят: указатель ТСТ-2 (расположен на центральном пульте летчика № 1); термопара Т-82С – расположена в отсеке АИ-9В; соединительная колодка – расположена в отсеке АИ-9В; соединительные провода. Диапазон измеряемых температур от 0°С до 900°С, а диапазон рабочих температур от 600°С до 800°С. Термоэлектродный материал термопары Т-82С – «ХА» (хромель-алюмель).

### **3.2.3 АППАРАТУРА ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ**

Повышение требований к точности измерения температуры выходящих газов привели к созданию термометров серии ИА (измерительная аппаратура). В этих термометрах используется компенсационный метод измерения температуры выходящих газов. Он исключает методическую погрешность измерения температуры. Аппаратура работает с хромель-алюмелевыми термопарами («ХА»), имеющими более высокую чувствительность, чем термопары (НК-СА). На летательных аппаратах нашли применение термометры серии ИА: 2ИА6; 2ИА7 и др.

На базовом вертолете установлена сдвоенная измерительная аппаратура 2ИА6, которая предназначена для измерения температуры выходящих газов двигателей; в ее комплект входят: сдвоенный указатель 2УТ-6К; двухканальный усилитель 2УЭ-6Б; две переходные колодки ПК-6; два табло сигнализации «Лев.двиг. t° газов высока» и «Прав.двиг. t° газов высока»; кнопка контроля работоспособности аппаратуры при неработающих двигателях с тра-

фаретом «Контроль двиг. хол.↔гор.». На рис. 3.15 показана принципиальная схема одного из каналов сдвоенной аппаратуры 2ИА6.

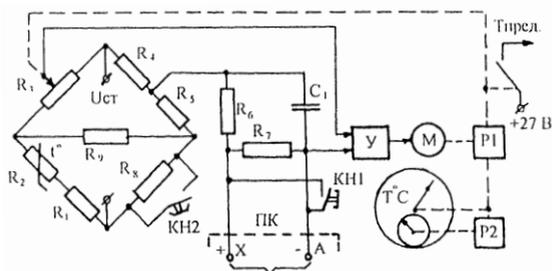


Рисунок 3.15 – Принципиальная схема измерительной аппаратуры температуры выходящих газов 2ИА-6 (один канал)

Термо-ЭДС блока параллельно соединенных термопар в сумме с напряжением компенсации термо-ЭДС холодного спая, которое вырабатывается мостовой схемой, уравнивается напряжением потенциометра обратной связи  $R_3$ . Щетка этого потенциометра автоматически перемещается электродвигателем М следящей системы указателя при разбалансе моста. Одновременно двигатель через редукторы  $P_1$  и  $P_2$  вращает стрелки «грубого» и «точного» отсчета температуры по шкалам с ценой делений 50 и  $5^\circ\text{C}$  соответственно. Мост компенсации термо-ЭДС холодного спая и потенциометра питаются от стабилизатора напряжения ( $U_{CT}$ ). Для фильтрации пульсации  $U_{CT}$  применяется резистор  $R_6$  и конденсатор  $C_1$ .

Терморезистор  $R_2$  учитывает изменение температуры холодного спая. Он размещен в переходной колодке ПК-6, к клеммам которой подключен блок термопар. При изменении температуры холодного спая изменяется сопротивление  $R_2$  и мост разбалансируется, вырабатывая сигнал компенсации термо-ЭДС холодного спая.

Сигнал о превышении предельной температуры  $T_{пред}$  выдается контактным устройством. Указатель имеет две равномерные шкалы грубого отсчета от 0 до 1200°С и две шкалы точного отсчета от 0 до 100°С.

Для контроля работоспособности аппаратуры при работающем двигателе применяется кнопка КН1, при нажатии на которую закорачиваются термопары, при этом указатель дает показания в пределах 0-150°С. КН2 – для контроля ИА при  $T_r = 0$ .

Основные технические данные: пределы измерения температуры 0-1200°С; рабочий диапазон измерения температуры от 300 до 1000°С; погрешность показаний ИА в рабочем диапазоне  $\pm 6^\circ\text{C}$ , в остальном диапазоне  $\pm 8^\circ\text{C}$ . Термометр 2ИА-6 получает питание от сети переменного тока  $U=115\text{ В}$ ,  $F=400\text{ Гц}$  через предохранитель ПМ-2 в цепи усилителя 2УЭ-6Б (место установки предохранителя – левое распределительное устройство (РУ). По постоянному току 2ИА-6 получает питание через предохранитель ПМ-2, установленный за пультом АЗС.

Указатель, два табло сигнализации и кнопки контроля работоспособности аппаратуры размещаются на приборной доске летчика.

### **3.3 АВИАЦИОННЫЕ ТАХОМЕТРЫ**

Тахометры предназначены для измерения частоты вращения роторов силовых установок (СУ). Частота вращения ротора оказывает влияние на тягу и надежность работы силовой установки. Например, уменьшение частоты вращения ротора на 1% приводит к снижению тяги СУ на 3-7%. Поэтому требуемая точность измерения частоты вращения ротора СУ лежит в пределах 0,5-1% от максимального значения частоты вращения.

В настоящее время на ЛА широкое применение нашли магнитоиндукционные и частотно-импульсные тахометры, последние

применяются в указателях с ленточными шкалами, которые установлены на базовой АТ. В настоящее время на ЛА применяются магнитоиндукционные тахометры серии ТЭ – тахометры электрические (ТЭ-15 и др.) со шкалой, проградуированной в об/мин.; тахометры серии ИТЭ – индукционные тахометры электрические (ИТЭ-1, ИТЭ-2 и др.) со шкалой, проградуированной в %.

На рис. 3.16 показана принципиальная схема тахометра ИТЭ-1. В его состав входят: датчик тахометра электрический ДТЭ-1 и измеритель тахометра электрический ИТЭ-1. Датчик тахометра – синхронный трехфазный генератор с возбуждением от постоянного магнита. Он приводится во вращение через понижающую передачу от ротора СУ, частота которого измеряется. С помощью трехпроводной линии статорные обмотки датчика, соединенные на «звезду», связаны со статорными обмотками синхронного двигателя, размещенного в корпусе указателя тахометра.

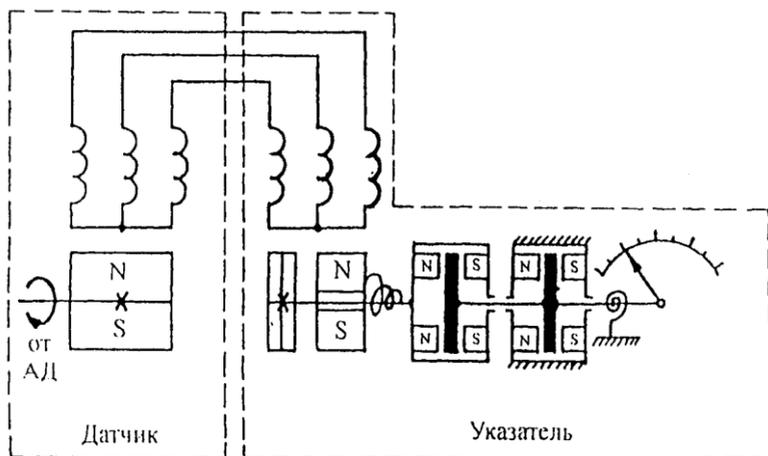


Рисунок 3.16 – Принципиальная схема тахометра ИТЭ-1

Ротор синхронного двигателя состоит из постоянных магнитов (на рисунке показан один) и гистерезисного диска, обеспечи-

вающего асинхронный запуск двигателя. Постоянные магниты насажены на ось свободно и передают вращающий момент валу через пружину. Это облегчает вхождение их в синхронный режим работы и предотвращает выпадание их из синхронизма при колебаниях частоты вращения ротора СУ. На оси двигателя размещен измерительный узел, состоящий из двух дисков – магнитопроводов, на которых укреплены постоянные магниты. Между магнитами расположен алюминиевый диск, имеющий отдельную ось вращения. С осью диска связаны стрелка и пружина. При вращении магнитного узла в диске наводятся вихревые токи, которые взаимодействуя с магнитным потоком полюсов, создают вращающий момент  $M_{вр}$  диска:

$$M_{вр} = K_1 \cdot n ,$$

где:  $n$  – частота вращения ротора СУ;  $K_1$ – коэффициент пропорциональности, зависящий от конструктивных параметров диска.

Повороту диска препятствует момент пружины, величина которого пропорциональна углу  $\varphi$  закручивания пружины:

$$M_{пр} = K_2 \cdot \varphi ,$$

где:  $K_2$  – коэффициент жесткости пружины.

В установившемся режиме:

$$M_{вр} = M_{пр} ,$$

или  $K_1 \cdot n = K_2 \cdot \varphi$  , отсюда  $\varphi = \frac{K_1}{K_2} \cdot n$  .

Из формулы видно, что угол поворота диска измерительного узла, а следовательно и стрелки указателя, пропорционален частоте вращения ротора силовой установки. Для устранения колебаний стрелки в указателе имеется демпфер, который по принципу работы и устройству аналогичен магнитному узлу измерителя. При колебаниях диска демпфера возникающие в нем вихревые токи взаимодействуют с магнитным полем постоянных магнитов и создают тормозной момент на оси стрелки.

На базовом самолете установлен тахометр ИТЭ-2, который имеет два датчика Д-3 и двояный измеритель ИТЭ-2. Измеритель ИТЭ-2 в отличие от ИТЭ-1 не имеет магнитного демпфера, т.к. роль демпфера выполняет зубчатая передача на стрелку. При этом демпфирование осуществляется за счет момента трения зубчатых колес. Принципиальная электрокинематическая схема тахометра ИТЭ-2 представлена на рис. 3.17. Измеритель ИТЭ-2 имеет шкалу и две стрелки, показывающие частоту вращения роторов компрессоров высокого давления (КВД) левого и правого двигателя в пределах от 0 до 105%. Шкала измерителя равномерная, имеет оцифровку от 0 до 100% через 20%, цена деления – 1%. Измеритель ИТЭ-2 установлен в кабине на центральной приборной доске справа. Датчики установлены на левом и правом двигателях соответственно.

На базовом вертолете установлены три тахометра ИТЭ-2Т. Тахометр ИТЭ-2Т двигателей предназначен для непрерывного дистанционного измерения частоты вращения главного вала двигателя, выраженной в процентах от его максимальной частоты вращения. Указатель ИТЭ-2Т размещается на приборной доске лётчика, а два датчика Д-1Т, входящие в комплект, соединяются с валами двигателей (правого и левого соответственно).

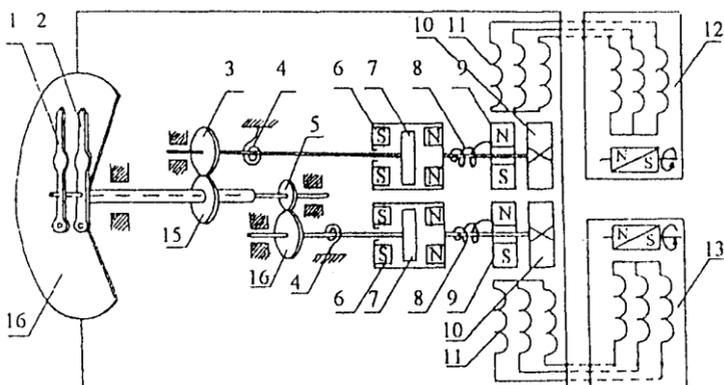


Рисунок 3.17 – Принципиальная электрическая схема тахометра ИТЭ-2

Шкала имеет оцифровку от 0 до 100%, размах шкалы от 0 до 110%. Рабочий диапазон от 60 до 100%. 2500 об/мин ротора датчика Д-1Т соответствуют 100% по шкале указателя.

Кроме тахометра двигателей, на вертолете установлен комплект двухстрелочных тахометров ИТЭ-2Т несущего винта. В комплект этих тахометров входят два указателя ИТЭ-2Т и два датчика типа Д-2.

Тахометр ИТЭ-2Т несущего винта предназначен для непрерывного дистанционного измерения частоты вращения несущего винта, выраженной в % от его максимальной частоты вращения. Датчики Д-2 установлены на главном редукторе, один указатель ИТЭ-2Т установлен на приборной доске летчика, а другой – на левом пульте оператора.

Конструкция и основные технические данные этого тахометра аналогичны тахометру ИТЭ-2Т двигателей. Погрешности магнитоиндукционных тахометров в рабочем диапазоне шкалы не превышают  $\pm 0,5\%$ .

### 3.4 ИЗМЕРИТЕЛИ ВИБРАЦИИ ЭЛЕМЕНТОВ САМОЛЕТА И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Для измерения уровня вибраций элементов конструкции ЛА и авиадвигателей применяются бортовые виброизмерительные приборы серии ИВ. Датчик вибраций ДВ представляет собой постоянный магнит ПМ, помещенный внутри катушки К, закрепленной на корпусе прибора (см. рис. 3.18). Магнит с помощью пружин ПР1 и ПР2 центрируется на оси измерения датчика. При наличии вибраций элемента конструкции ЛА или авиадвигателя корпус датчика с катушкой колеблется относительно постоянного магнита, практически остающегося в покое. При этом в катушке индуцируется ЭДС, величина которой пропорциональна скорости перемещения магнита относительно катушки. Полученное на выходе катушки напряжение усиливается в электронном блоке БЭ и поступает на указатель измерителя вибраций (или лампочки сигнализации).

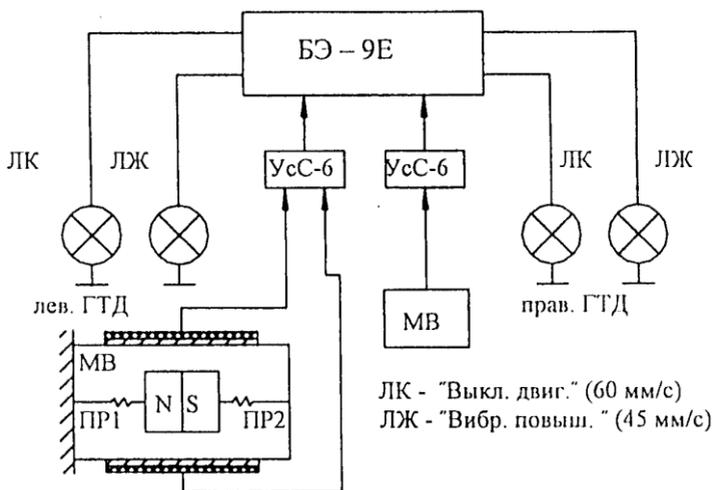


Рисунок 3.18 – Принципиальная схема измерителя вибрации

В блоке БЭ формируется также сигнал о достижении предельно допустимого уровня вибраций, обеспечивающий включение сигнализации. Шкала указателя градуируется в единицах скорости вибраций мм/с. На указателе имеется механический индекс, позволяющий определить уровень вибраций, при котором загорается сигнальная лампа «опасная вибрация».

Измерители вибраций серии ИВ имеют различные модификации, отличающиеся составом датчиков, пределами и точностью измерений. Приборы обеспечивают контроль скорости вибраций в пределах 0-200 мм/с в диапазоне частот 50-200 Гц.

На базовом самолете регистрируется вибрация корпуса двигателя и вибрация коробки самолетных агрегатов. Эта информация поступает на сигнальные табло. На базовом вертолете установлена аппаратура контроля вибраций ИВ-500Е. Бортовая аппаратура ИВ-500Е предназначена для непрерывного контроля виброскорости корпуса двигателя и для световой сигнализации о возникновении вибрации с уровнем виброскорости, превышающим допустимый для данного типа двигателя.

В состав аппаратуры ИВ-500Е входят: два датчика МВ-0,3; два согласующих устройства (усилители согласования) УсС-6; электронный блок БЭ-9Е; монтажное основание. Каждый датчик установлен с правой стороны двигателей ТВЗ-117. Согласующие устройства крепятся на потолке кабины экипажа, между шпангоутами № 5 и № 6.

Электронный блок БЭ-9Е с монтажным основанием установлен в грузовой кабине между шпангоутами № 1 и № 2.

Кнопка «Контроль ИВ-500» и четыре табло сигнализации «Лев. двиг. вибрац. повыш.», «Прав. двиг. вибрац. повыш.», «Выключи лев. двигат.» и «Выключи прав. двигат.» размещаются на приборной доске летчика. Схема электрических соединений представлена на рис. 3.18 (ЛК – табло сигнализации «Выключи лев.

(прав.) двигатель», ЛЖ – табло сигнализации «Лев. (прав.) двигатель вибрация повышена»).

Питание электронного блока аппаратуры осуществляется от сети переменного тока  $U = 115 \text{ В}$ ,  $F = 400 \text{ Гц}$  через предохранитель ПМ-2, питание сигнальных ламп осуществляется от аккумуляторной шины (27 В) через предохранитель ПМ-2. Продолжительность непрерывной работы – 10 часов.

### **3.5 ИЗМЕРИТЕЛЬ РЕЖИМОВ ИР-117В**

Измеритель режимов ИР-117В предназначен для дистанционного контроля режимов работы двух двигателей ТВЗ-117, установленных на базовом вертолете. Он контролирует взлетный, номинальный и крейсерский режимы работы двигателя.

В комплект измерителя входят (рис. 3.19): трехстрелочный указатель режимов УР-117, установленный на приборной доске летчика; два датчика ПМ-10МР избыточного давления воздуха за компрессором каждого двигателя, установленные на правом борту грузовой кабины в районе шп. № 2; датчик высотной коррекции ДВК, установленный в кабине экипажа, на рабочем месте летчика; датчик температуры воздуха П-1, установленный в отсеке правого двигателя. Указатель режимов объединяет в общем корпусе три самостоятельных измерительных узла, представляющих собой магнитоэлектрические логометры (см. рис. 3.3).

Два логометра электрически соединены с датчиками ПМ-10МР и отклоняют крайние стрелки 1 и 3 указателя (рис. 3.20) в положение, соответствующее давлению воздуха за компрессором авиадвигателей. Третий логометр по сигналам датчика высоты ДВК и температурной коррекции (от датчика температуры П-1) отклоняет центральный подвижный индекс 2, указывающий в каких пределах должно находиться давление воздуха за компрессором для обеспечения заданного режима полета.

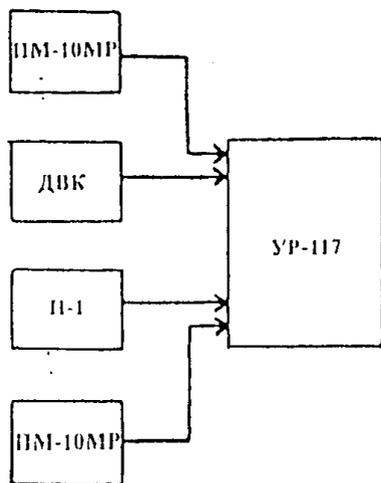


Рисунок 3.19 – Структурная схема измерителя режимов ИР-117

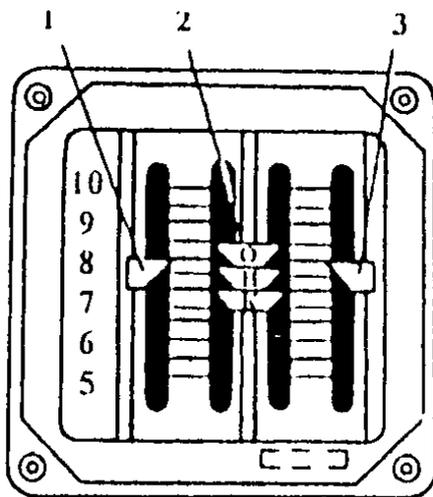


Рисунок 3.20 – Лицевая панель указателя режимов ИР-117

Контроль режимов работы двигателей основан на измерении давления воздуха за компрессором двигателя и преобразовании сигналов по барометрической высоте и температуре в перемещение подвижного индекса с нанесенными границами номинального, крейсерского и взлетного режимов.

На нейтральном подвижном индексе красного цвета нанесены границы контролируемых режимов и соответствующие им обозначения: К – крейсерский режим, Н – номинальный и В – взлетный режим (ограниченный взлет). Контроль режимов осуществляется путем визуального сравнения положений стрелок указателя 1 и 3 относительно границ подвижного индекса 2. Шкалы измерительных элементов расположены вертикально.

Питание ИР-117 осуществляется от сети постоянного тока напряжением 27В через предохранитель ПМ-2, установленный за пультом АЗС. Максимальная погрешность указателя режимов  $\pm 1,5\%$ .

### **3.6 СИСТЕМА ОГРАНИЧЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗОВ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Система ограничения температуры газов двигателей, установленная на вертолете, предназначена для автоматического ограничения температуры газов перед турбиной компрессора посредством уменьшения подачи топлива к форсункам двигателя.

В состав системы входят: регуляторы температуры РТ-12-6 2 сер. – 2 шт.; термопары Т-102 – 2 шт. Два регулятора температуры РТ-12-6 2 сер. установлены на потолке грузовой кабины между шпангоутами № 2 и № 3. Термопары Т-102 и исполнительные механизмы ИМ-47 поступают в комплекте двигателей ТВЗ-117 и размещаются на них. Кнопки контроля регуляторов температуры двигателей и табло сигнализации «РТ левого двигателя работает», «РТ правого двигателя работает» размещаются на

левой панели верхнего электропульты. Реле ТКЕ26П1Г (2 шт.) проверки сигнальных ламп размещаются на левой панели верхнего электропульты.

Регулятор температуры РТ-12-6 2 сер. воспринимает сигналы от термопары и преобразует их в импульсы, управляющие исполнительным механизмом топливо – дозирующей аппаратуры двигателей, тем самым ограничивая температуру газов перед турбиной компрессора двигателя.

Термопара Т-102 служит для измерения температуры газов перед турбиной двигателя ТВЗ-117 в условиях полета и на земле и одновременной выдачи сигналов, пропорциональных измеряемой температуре газов, регулятору температуры. Диапазон измеряемых температур от 0 до 1125°С. Диапазон рабочих температур от 450°С до 960°С; погрешность в измеряемом диапазоне температур не более 4°С. Исполнительный механизм ИМ-47 преобразует электрические импульсы, поступающие от регулятора температуры в угловое перемещение якоря – заслонки, воздействующей на сопло топливодозировочной аппаратуры. Напряжение питания системы осуществляется постоянным током напряжением  $U = 27$  В.

### **3.7 УКАЗАТЕЛЬ ШАГА ВИНТА УШВ-1К**

Указатель шага винта вертолета УШВ-1К предназначен для определения величины шага несущего винта в градусах (1°-15°). В комплект УШВ-1К входят (рис. 3.21): датчик УЗП и указатель УШВ-1К.

Датчик УЗП установлен на главном редукторе и связан тягой с ползуном автомата перекоса. Принцип действия УШВ основан на применении электрической дистанционной передачи, состоящей из кольцевого потенциометрического датчика и указателя трехкатушечного магнитоэлектрического логометра с подвижным магнитом.

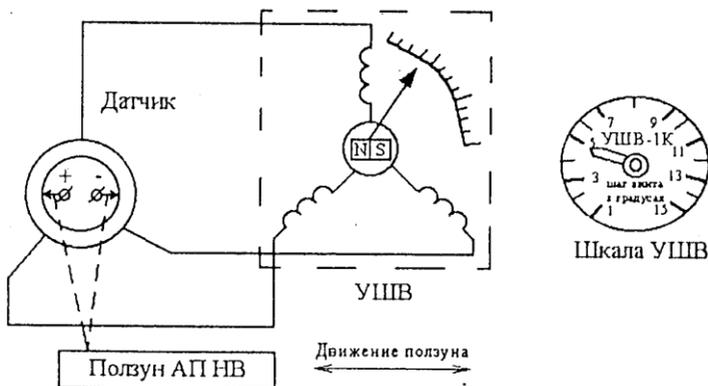


Рисунок 3.21 – Принципиальная схема указателя шага винта УШВ-1

Вертикальные перемещения ползуна через тягу и поводок передаются на щетки кольцевого потенциометра датчика. При изменении положения щеток на потенциометре происходит перераспределение тока в катушках указателя и, следовательно, изменяется величина магнитного потока в каждой из катушек указателя. На оси подвижного магнита-ротора укреплена стрелка, вращающаяся вместе с постоянным магнитом, которая показывает шаг НВ в градусах, устанавливаясь в направлении результирующего магнитного потока, создаваемого токами, протекающими по обмоткам всех катушек.

Указатель УШВ-1К установлен на приборной доске летчика. Погрешность указателя не более  $\pm 2^\circ$ .

### **3.8 ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И АГРЕГАТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Объем и сроки проверок приборов и систем определяются регламентами технического обслуживания. Проверка приборов в

условиях эксплуатации проводится с целью установления работоспособности и соответствия их точностных характеристик допускам. Каждый прибор по тактико-техническим требованиям должен иметь погрешность не выше допустимых. Если погрешности прибора превышают допустимые, то он снимается с самолета и заменяется новым. Для проверки авиационных приборов разработаны специальные проверочные установки.

Для проверки всех типов манометров, за исключением кислородных, в качестве источника давления используют гидравлическую установку проверки манометров ГУПМ-300, для испытания мановакуумметров – контрольно-проверочную аппаратуру КПА-ПВД или контрольно-проверочную установку КПУ-3. Совместно с установкой ГУПМ-300 при проверке электромеханических манометров используется электрическая установка проверки манометров ЭУПМ-2М. На этих установках показания проверяемого манометра сравниваются с показаниями эталонного манометра. В качестве эталонных используются приборы высокого класса точности.

Для проверки термометров и измерительной аппаратуры используется следующая контрольно-проверочная аппаратура: установка проверки термометров УПТ-1М, контрольный прибор КП-5, пульт универсальный УП-16, потенциометр постоянного тока класса точности 0,05, магазин сопротивления класса 0,02, гальванометр класса 1,0, вольтметры постоянного и переменного тока класса 1,5, ртутный термометр, источник регулируемого постоянного напряжения от  $-5$  до  $100$  мВ с внутренним сопротивлением не более  $25$  Ом, мегомметр.

Установка УПТ-1М предназначена для проверки в полевых и стационарных условиях измерителей термоэлектрических термометров типа ТСТ, ТВГ, ТЦТ, ТГЗ, измерителей термометров сопротивления типа ТУЭ, ТНВ, приемников термометров сопротив-

ления типа П-1, П-2, П-9, П-8, П-63, а также для измерения сопротивлений. Установка УПТ-1М 2-й серии дает возможность дополнительно проверять измерители типа ИТГ.

Принцип проверки измерителей термоэлектрических термометров сопротивления основан на сравнении показаний проверяемых приборов с показаниями контрольного прибора установки по соответствующей его шкале.

Проверка измерителей термометров сопротивления производится с помощью имитатора изменения термосопротивления приемника. При проверке погрешности приемников сопротивления температура окружающей среды контролируется ртутным термометром с точностью не ниже  $0,1^{\circ}\text{C}$ . Измерение сопротивления производится после 20-минутной выдержки в термостате. Сопротивление соединительных проводов из измерения исключается. Для проверки погрешности приемников сопротивления может также использоваться мост класса не менее 0,05. В этом случае замеряемое сопротивление приемника переводится в градусы Цельсия согласно градуировочной таблице и сравнивается с показаниями ртутного термометра.

Контрольный прибор КП-5 предназначен для определения погрешности показаний измерительной аппаратуры 2ИА-6, 2ИА-7 различных модификаций, а также для проверки работоспособности отдельных агрегатов, входящих в комплект указанных измерительных систем. Принцип определения погрешности основан на сравнении показаний проверяемых приборов с показаниями контрольных приборов, в качестве которых применяются потенциометры постоянного тока класса точности не ниже 0,05 (например, ПП-63) или УПТ-1М.

Проверка сопротивления термопар вместе с компенсационными проводами производится с помощью магазина сопротивлений класса точности не ниже 0,1 или установки УПТ-1. Значения

сопротивлений внешней цепи термометров (термопар с компенсационными проводами) в зависимости от температуры окружающей среды указываются в специальных таблицах.

В качестве контрольно-проверочной аппаратуры для проверки тахометров при выполнении регламентных работ используются контрольно-тахиметрическая установка КТУ-1М, стробоскопические тахометры, тахометрическая поверочная установка ТПФ-8.

У датчиков тахометров проверяют сопротивление изоляции обмотки и линейное напряжение между фазами. В качестве контрольно-измерительного аппаратуры используются комбинированный прибор класса точности 1,0 и мегомметр класса точности 1,0.

Проверка погрешности измерителей тахометров производится в комплекте с датчиками. Магнитоиндукционные тахометры, датчики частоты вращения и тахометрическую аппаратуру проверяют путем сравнения показаний проверяемого и образцового тахометров. Погрешности образцовых тахометров должны быть в три раза и более меньше погрешностей проверяемых тахометров на соответствующих диапазонах измерений.

Контрольная тахометрическая установка КТУ-1М обеспечивает проверку точности показаний группы авиационных тахометров типа ТЭ и унифицированных тахометров с процентной шкалой типа ИТЭ различных модификации.

Принцип работы установки основан на определении погрешности проверяемого тахометра путем сравнения его показания с показаниями контрольного тахометра, в качестве которого применяется эталонный датчик Д-14, и непосредственного отсчета величины погрешности по шкале измерительного пульты ПИ-1.

Работоспособность аппаратуры контроля вибрации в эксплуатации проверяется встроенным контролем и инструментальным контролем с помощью контрольно-проверочной аппаратуры.

Для инструментальной проверки применяется установка проверки измерителей вибрации УПИВ-У.

Установка УПИВ-У предназначена для проверки точности градуировки, уровня настройки включения сигнальных ламп, определения величины постоянного сигнала бортовой аппаратуры контроля вибрации и выявления отказов: электронного блока, согласующего устройства, датчика, показывающего прибора, указателя, сигнализации, а также проверки соединительной проводки на обрыв и короткое замыкание в наземных аэродромных условиях. В комплект входят проверочная установка и комплект кабелей.

## 4 ТОПЛИВОМЕРЫ И МАСЛОМЕРЫ

На многих современных самолетах масса топлива достигает 50-60% его взлетной массы, поэтому точное определение запаса топлива на самолете в значительной степени повышает безопасность полета и увеличивает его продолжительность и дальность. Размещается топливо в разнообразных по объему и форме топливных баках жесткой, полужесткой и подвесной конструкции и расходуются из них в определенной последовательности. Измерение в условиях полета количества топлива с достаточной точностью является сложной задачей.

Приборы, предназначенные для измерения объема или массового количества жидкого топлива (масла) на борту летательного аппарата (ЛА), называются топливомерами (масломерами).

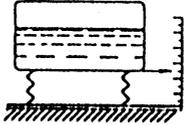
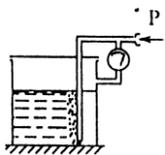
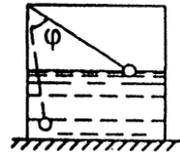
Периодический контроль показаний топливомера позволяет летному экипажу измерить суммарное количество топлива, а также количество топлива в отдельных баках или группах баков, включить перекачивающие насосы для перекачки топлива из других баков в расходный бак, чтобы сохранить центровку самолета и не допустить остановки двигателей из-за прекращения подачи топлива. Во избежание нарушения центровки на ЛД устанавливаются специальные автоматы, обеспечивающие выработку топлива из отдельных групп баков по определенной программе. Такие автоматы, составляющие единую систему с топливомерами, называются системами измерения и расходования топлива.

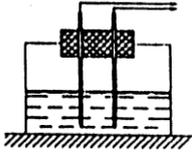
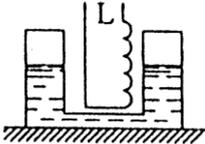
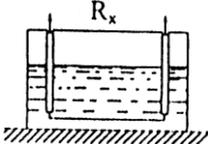
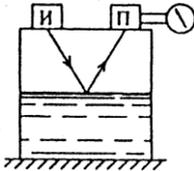
Знание общего запаса топлива на летательном аппарате и его расхода в единицу времени позволяет определить время полета, а при известной скорости полета и дальность. В настоящее время известны следующие методы измерения количества топлива (масла): весовой, гидростатический, поплавковый, емкостный, индуктивный, резистивный, акустический, радиоинтерференционный и

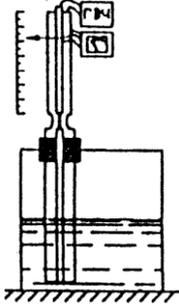
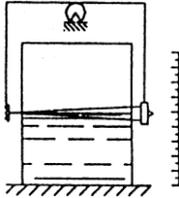
радиоизотопный. Классификация топливомеров (масломеров) различных типов приведена в таблице 4.1.

На современных летательных аппаратах наибольшее распространение получили два основных типа топливомеров: поплавковые, основанные на измерении уровня топлива с помощью поплавка, плавающего на поверхности жидкости, и емкостные, основанные на измерении зависящей от уровня топлива электрической емкости специального конденсатора, установленного в топливном баке.

Таблица 4.1 – Методы измерения количества топлива

Метод измерения	Принцип действия	Принципиальная схема	Примечание
Весовой	Основан на непосредственном взвешивании бака с топливом		Измеряет вес топлива
Гидростатический	Основан на зависимости гидростатического давления $P$ топлива от его уровня		Измеряет вес топлива
Поплавковый	Основан на свойстве поплавка плавать на поверхности жидкости и перемещаться вертикально вместе с уровнем жидкости		Измеряет уровень топлива

<p>Емкостный</p>	<p>Основан на зависимости емкости конденсатора <math>C_x</math>, помещенного в бак, от уровня и диэлектрических свойств топлива</p>		<p>Измеряет массу или уровень топлива</p>
<p>Индуктивный</p>	<p>Основан на зависимости электрических потерь в катушке индуктивности, помещенной в топливо, от уровня топлива</p>		<p>Измеряет уровень электропроводящих жидкостей</p>
<p>Резистивный</p>	<p>Основан на зависимости сопротивления резистора <math>R_x</math> помещенного в бак, от уровня топлива</p>		<p>Измеряет уровень электропроводящих жидкостей</p>
<p>Акустический (И-источник, П-приемник ультразвука)</p>	<p>Основан на свойстве ультразвуковых колебаний отражаться от границы раздела двух сред</p>		<p>Измеряет уровень топлива</p>

Радиоинтерференционный (ГВЧ – генератор высокой частоты)	Основан на использовании зависимости распределения напряжений и токов в длинной двухпроводной линии от степени заполнения ее топливом		Измеряет уровень топлива
Радиоизотопный	Основан на зависимости интенсивности излучения радиоизотопов при их прохождении через слой топлива		Измеряет уровень топлива

#### 4.1 ПОПЛАВКОВЫЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ ТОПЛИВОМЕРЫ И МАСЛОМЕРЫ

Измерение запаса топлива или масла в баке летательного аппарата с помощью электрического рычажно-поплавкового топливомера (масломера) основано на принципе преобразования неэлектрической величины – переменной высоты уровня жидкости в электрическую величину – переменное активное сопротивление, меняющееся в соответствии с изменением уровня жидкости. Осуществляют это преобразование реостатные датчики рычажно-поплавкового типа, устанавливаемые в баки летательного аппарата. Указателем служит магнитоэлектрический логометр. Принцип действия поплавкового топливомера (масломера) рассмотрим по принципиальной схеме, представленной на рисунке 4.1.

Электрический поплавковый топливомер состоит из датчика, указателя и соединительных проводов. В комплект некоторых типов топливомеров входит еще и переключатель, предназначенный для подключения указателя к любому из датчиков, и измеритель количества топлива в отдельных баках (группах баков) или измеритель суммарного количества топлива во всех баках.

Поплавок датчика 1, находящийся на поверхности топлива, с помощью качалки 2 и передаточного механизма 4 (ПМ – система рычагов) связан с движком 5 потенциометра  $R_0$ . При изменении уровня топлива перемещение поплавка передается на ползунок, который, передвигаясь по сопротивлению  $R_0$ , делит его на два плеча. Последовательно с каждым плечом сопротивления соединены измерительные обмотки магнитоэлектрического логометра. С изменением сопротивлений плеч потенциометра  $R_0$  будут изменяться величины  $I_1$  и  $I_2$ , протекающих по измерительным обмоткам логометра. В соответствии с этим будет изменяться и отношение токов  $I_1 / I_2$ . Стрелка указателя при разном уровне топлива будет занимать соответствующее положение.

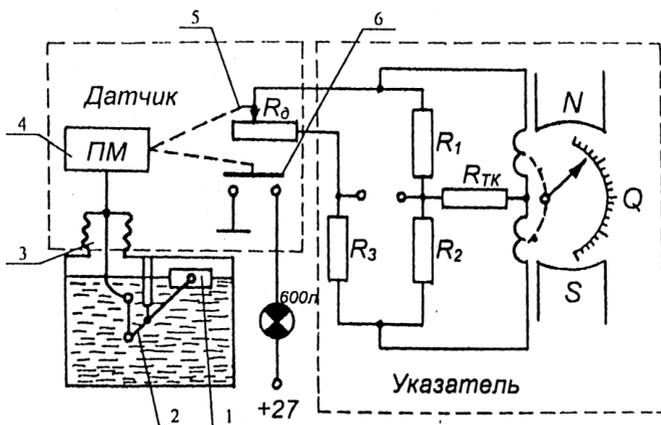


Рисунок 4.1 – Принципиальная схема поплавкового топливомера

По шкале указателя разградуированной в литрах, можно определить количество топлива в баке.

Герметизация корпуса потенциометра от паров горючего обеспечивается сиффоном 3. Сопротивление потенциометра  $R_0$  выполнено из манганиновой или константановой проволоки, намотанной на каркас, форма которого отражает функциональную зависимость уровня топлива в баке данной конфигурации (высоты поплавка) от объема топлива в баке. При измерении суммарного количества топлива в нескольких баках сопротивления датчиков в отдельных баках образуют последовательное соединение потенциометров.

Для обеспечения сигнализации критического (в минутах или литрах) остатка топлива датчик имеет контактное устройство 6, связанное с осью датчика потенциометра  $R_0$ . При критическом остатке топлива в баке замыкаются контакты 6 и загорается сигнальная лампа (на рисунке – 600 литров), установленная на приборной доске летчика.

На таком же принципе действия основана работа рычажно-поплавкового топливомера ТПР1-8А (или ТПР1-8Б), устанавливаемого на вертолеты (рис. 4.2). В комплект топливомера входят: указатель УТПР1К-1Л; переключатель П7М5К-1; семь датчиков ДТПР; два имитатора ИДП2.

Указатель УТПР1К-1А или УТПР1К-1Б имеет три шкалы: внешнюю с наружной стороны от 0 до 2500 литров; внешнюю с внутренней стороны от 0 до 500 литров и внутреннюю – от 0 до 1000 литров.

По внешней шкале с наружной стороны ведется отсчет суммарного количества топлива в баках № 1, 2, 3, 4, 5. По внешней шкале на внутренней стороне ведется отсчет количества топлива в баках № 1, 2, 3. По внутренней шкале ведется отсчет топлива в баках № 4, 5 и в дополнительных баках № 1Д, 2Д. Кроме того, на лицевой стороне прибора имеются две кнопки Н и I которые предназначены для контроля работоспособности топливомера. Переключатель П7М5К-1 галетного типа имеет семь положений: сумма, 1, 2, 3, 4+5, 1Д, 2Д.

Указатель установлен на приборной доске летчика, а галетный переключатель на центральном пульте летчика № 2.

Потенциометрические поплавково-рычажные датчики установлены в топливных баках. В том случае, когда дополнительные баки не установлены, вместо датчиков дополнительных баков должны подключаться имитаторы ИДП2.

В топливную систему входят также четыре насоса ЭЦН-91Б, которые служат для подкачки топлива из нижних баков № 4 и № 5 в расходные баки № 1 и № 2 и подкачки топлива из расходных баков № 1 и № 2 к насосам двигателей. Дополнительные баки, устанавливаемые в грузовой кабине, нумеруются: бак № 6, бак № 7.

Помимо сигнальных табло, дающих летчику информацию о работе топливных насосов и положении перекрывных кранов (перекрывают подачу топлива в двигатель), в системе имеются сигнальные лампы: Л1 (красная) «Бак № 1 осталось 120 л»; Л2 (желтая) «Бак № 1 полон»; Л3 (красная) «Бак № 2 осталось 120 л»; Л4 (желтая) «Бак № 2 полон»; Л5 (желтая) «Бак № 3 полон» и Л6 (желтая) «Бак доп. полон».

Авиационные электрические поплавковые топливомеры классифицируются: по виду измеряемой жидкости; по типу электрической системы; по наличию сигнализации.

Маркировка топливомеров имеет буквы и цифры, обозначающие: Б – бензиномер, К – керосиномер, М – масломер, Т – топливомер, Э – электрический, С (первая) суммирующий; С (последняя) с сигнализацией, а впереди стоящие цифры – порядковый номер тарировки; последняя цифра 7 указывает на наличие сигнального устройства, а в случае его отсутствия ставится цифра 6. Для отличия одного топливомера от другого им присваивается порядковый номер тарировки, например: КЭС-917, МЭ-1866. Буква после номера тарировки топливомера указывает на изменения, происшедшие в тарировочных данных (например, ТЭС-1057Л, КЭС-917Б).

#### 4.1.1 УСТРОЙСТВО УКАЗАТЕЛЯ И ДАТЧИКА ПОПЛАВКОВОГО ТОПЛИВОМЕРА

Показывающие приборы, входящие в комплект топливомеров, представляют собой вибрационно-устойчивые магнитоэлектрические логометры типа БЭ-09, БЭ-4М, МЭ-4М, ЛД-49, У1.

Рассмотрим устройство показывающего прибора У1 (рис. 4.3) и датчика топливомера (рис. 4.4). Показывающий прибор представляет собой логометр с вращающимся магнитом и неподвижными рамками.

Подвижная часть показывающего прибора состоит из плоского магнита 4, жестко посаженного на ось 5. На той же оси укреплены стрелка 12 и крестовина 10 с балансировочными грузиками 9.

На успокоителе 15 укреплены две пары рамок 7 и 14, расположенные под углом  $120^\circ$  друг к другу. Рамки, имеющие одинаковое число витков, попарно соединены последовательно.

Магнитная система и неподвижные рамки заключены в экран 6 из пермаллоя, служащий магнитопроводом, через который замыкается магнитный поток вращающегося магнита.

В передней части прибора к стойкам 8 крепятся мостик 11, несущий регулировочный винт 13, а также держатель с постоянным неподвижным магнитом 3, который служит для возвращения стрелки показывающего прибора в исходное положение, когда схема обесточена.

Вся измерительная схема с восемью катушками 1 крепится к основанию 16. Шкала крепится к стойкам 2.

Угол шкалы может быть от  $110^\circ$  до  $120^\circ$ . Угол поворота стрелки ограничивается установленными на шкале ограничителями.

Если комплект топливомера работает по несуммирующей схеме или по суммирующей, но без группового контроля, на циферблат наносится одна шкала, а если по суммирующей схеме с групповым контролем, на циферблат наносятся две шкалы: наружная – для

измерения суммарного запаса топлива и внутренняя – для измерения запаса топлива в группе.

Датчики, работающие в комплектах поплавковых топливометров, именуют маркировку БЭ (БЭС), либо ДТПР. По устройству датчики аналогичны.

Датчик (рис. 4.4) состоит из рычага 6 с поплавком, ось вращения которого закреплена на подставке 8. Тяга 5 при изменении положения поплавка совершает вращательно-поступательное движение, которое через систему рычагов передается на движок 1, перемещающийся по реостату 2. Сильфон 3 предохраняет корпус датчика от проникновения в него топлива из бака.

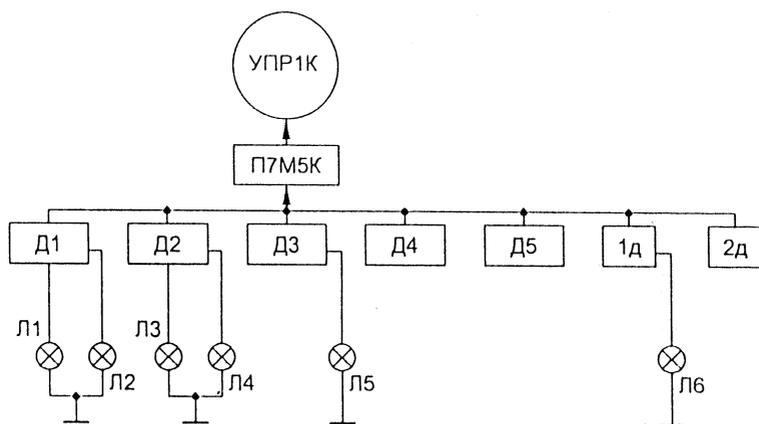


Рисунок 4.2 – Блок-схема рычажно-поплавкового топливометра ТПР-8А (ТПР1-8Б)

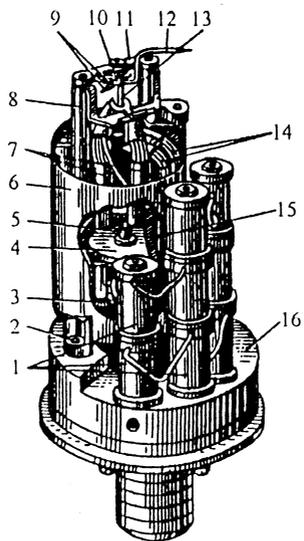


Рисунок 4.3 – Показывающий прибор У1

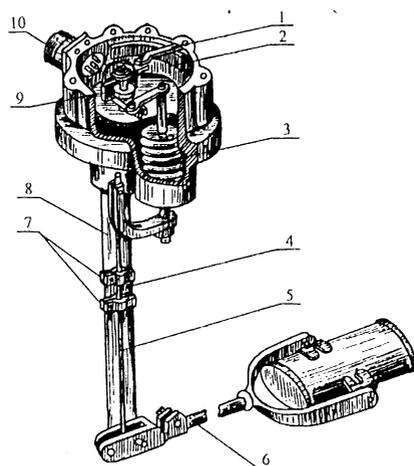


Рисунок 4.4 – Датчик топливомера

Для сигнализации критического остатка топлива в топливных баках в датчике установлено сигнальное устройство 9.

Для ограничения хода рычага б на тяге 5 закреплены два хомутика 7, которые могут упираться в ось 4 ограничителя.

Поплавки датчика могут быть металлическими (плоскими или цилиндрическими) или пенопластовыми. Сверху корпус датчика закрывается крышкой. На крышке каждого датчика имеется следующая маркировка: тип топливомера и номер тарировки; обозначение бака или группы баков; номер датчика; длина рычага. Датчики устанавливаются в баках в соответствии с их маркировкой. Герметичность датчика со стороны бака обеспечивается уплотнительной прокладкой. Провода к датчику подключаются с помощью штепсельного разъема 10.

#### **4.1.2 ПОГРЕШНОСТИ ПОПЛАВКОВЫХ ТОПЛИВОМЕРОВ. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

Погрешности электрических поплавковых топливомеров складываются из следующих составляющих: погрешностей, являющихся следствием продольных и поперечных крепов и ускорений самолета; погрешностей, возникающих при неточной установке топливных баков и отклонений их размеров от полученных при расчете и тарировке; температурных погрешностей, вызванных изменением температуры топлива в баке и сменой сорта топлива; температурных погрешностей, появляющихся из-за изменения магнитных характеристик и электрических параметров при изменении температуры окружающей среды; погрешностей, возникающих из-за изменения напряжения источника питания. Другие погрешности топливомеров являются общими для всех приборов. Методические погрешности могут быть компенсированы за счет введения в схему топливомера дополнительных чувствительных элементов, реагирующих на изменение плотности и диэлектрической проницаемости топлива, на крены и ускорения самолета.

Инструментальные погрешности, возникающие из-за изменения температуры, компенсируются подбором параметров схемы. Основная инструментальная погрешность поплавковых топливомеров составляет до  $\pm 2 \dots 3\%$  на нулевой отметке и  $\pm 3,5 \dots 5\%$  на остальных отметках шкалы.

В процессе эксплуатации датчиков поплавковых топливомеров необходимо следить за герметичностью места фланцевого крепления датчика в баке и сильфона, за герметичностью металлических поплавков. При монтаже не допускаются изгибы рычагов и перекосы корпуса датчика. Характерными неисправностями поплавкового топливомера, работающего в комплекте с логометром, являются обрывы потенциометров датчиков или соединительных проводов, что приводит к биению стрелки об упор на конце шкалы.

## 4.2 ЭЛЕКТРОЕМКОСТНЫЕ ТОПЛИВОМЕРЫ

Электроемкостные топливомеры получили более широкое распространение на ЛА, чем поплавковые топливомеры, так как они обладают рядом преимуществ: не имеют подвижных частей датчиков, их легко устанавливать в баках сложной конфигурации, точность измерения количества топлива в баках этими топливомерами выше.

Принцип действия электроемкостного топливомера основан на измерении емкости специального конденсатора, зависящей от уровня, а следовательно от объема и массы топлива в баке. Так как диэлектрическая проницаемость топлива отличается от диэлектрической проницаемости воздуха, то при изменении уровня топлива будет меняться и емкость конденсатора.

Известно, что емкость конденсатора определяется формулой:

$$C = \frac{\varepsilon S(n-1)}{4\pi d}, \quad (4.1)$$

где  $\varepsilon$  – диэлектрическая постоянная среды;  $S$  – площадь обкладок конденсатора;  $n$  – число пластин (обкладок);  $d$  – расстояние между пластинами.

Если поместить конденсатор в топливный бак в качестве датчика, то по мере выработки топлива его емкость будет уменьшаться. Таким образом, чувствительным элементом емкостного топливомера является цилиндрический конденсатор, обкладками которого служат внутренний и внешний металлические цилиндры диаметром  $d_1$  и  $d_2$  соответственно. Между этими цилиндрами находится слой топлива, уровень которого необходимо измерить (рис. 4.5).

Определим зависимость емкости конденсатора от уровня топлива  $x$ .

Если пренебречь толщиной стенок цилиндров, то емкость нижней части датчика, погруженной в топливо:

$$C_1 = \frac{2\pi\varepsilon_0\varepsilon_1}{\ln(d_1/d_2)} \cdot x \quad (4.2)$$

где  $\varepsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12}$  – электрическая постоянная;  $\varepsilon_1$  – относительная диэлектрическая проницаемость топлива;  $x$  – высота уровня топлива.

Емкость верхней части датчика

$$C_1 = \frac{2\pi\varepsilon_0\varepsilon_1}{\ln(d_1/d_2)} \cdot (h - x), \quad (4.3)$$

где  $h$  – высота труб, равная максимальному уровню топлива;  $\varepsilon_0 = 1$  диэлектрическая проницаемость воздуха.

Полная емкость датчика составит

$$C = C_1 + C_2 = \frac{h\varepsilon_2 + x(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)}{\ln(d_1/d_2)} \cdot 2\pi\varepsilon_0, \quad (4.4)$$

или

$$C = C_0 + C_x, \quad (4.5)$$

где  $C_0 = 2\pi\epsilon_0 h / \ln(d_1 / d_2)$  – емкость сухого датчика (при  $x = 0$ );  
 $C_x = 2\pi\epsilon_0 (\epsilon_1 - 1)x / \ln(d_1 / d_2)$  – составляющая емкости, пропорциональная уровню топлива. Как видно,  $C$  является линейной функцией уровня топлива  $x$ , так что измерение уровня можно свести к измерению емкости конденсатора. Для большей чувствительности (увеличения емкости) датчики собирают из нескольких труб, образующих параллельно соединенные конденсаторы.

Измерение емкости  $C_x$  датчика производится с помощью самоуравновешивающегося моста переменного тока, состоящего из конденсаторов  $C_x$  (емкость датчика),  $C_I$  (эталонная емкость), резисторов  $R_1$   $R_2$  и потенциометра обратной связи  $R_{oc}$  (рис. 4.5). При установившемся значении емкости  $C_x$  мост уравновешен. При изменении уровня топлива емкость датчика  $C_x$  изменится, и в диагонали моста появится напряжение, которое подается на вход усилителя, а после усиления поступает на управляющие обмотки двигателя  $M$ . Двигатель через редуктор перемещает щетку потенциометра  $R_{oc}$  уравновешивая мост. Одновременно перемещается стрелка, которая по шкале  $Q$  покажет измеренное количество топлива в объемных (литрах) или в массовых (килограммах) единицах.

Как при объемной, так и при массовой градуировке шкала указателя будет равномерной лишь в случаях, когда площадь поперечного сечения бака постоянна по его высоте. Если же площадь сечения переменна, то для получения равномерной шкалы, необходимо профилировать емкостные датчики. Для этого в их цилиндрических трубах делают разрезы определенной формы, чтобы

емкость датчика была пропорциональна не уровню, а объему топлива (рис. 4.6, б). В других случаях профилирование осуществляется изменением диаметра одной из труб (рис. 4.6, в). Требуемый закон профилирования определяется графическим путем. В зависимости от требуемой начальной емкости и высоты датчика количество труб в нем может быть от 3 до 6.

На рис. 4.7 показаны два емкостных датчика различных конструкций. В одной конструкции (рис. 4.7, а) все трубы (1, 3, 4) датчика крепятся к одному изоляционному основанию 2, а для обеспечения зазора (не менее 1,5 мм) между каждой парой труб устанавливаются изоляционные вкладыши 5. В другой конструкции (рис. 4.7, б) электроды 3, 4 конденсатора крепятся с помощью изоляторов 2 к электроду 1. В таком датчике отсутствуют изоляторы между основными (3, 4) электродами и датчик называется трехэлектродным или с разделенными утечками. Емкость между основными электродами обоих датчиков меняется по одним и тем же законам.

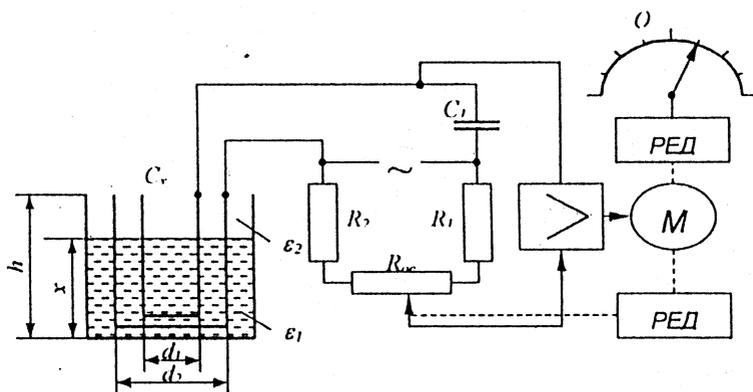


Рисунок 4.5 – Принципиальная схема электроемкостного топливомера

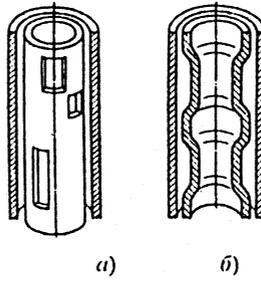


Рисунок 4.6 – Профилированный емкостный датчик:  
*a* – с изменением поверхности трубы; *б* – с изменением диаметра трубы

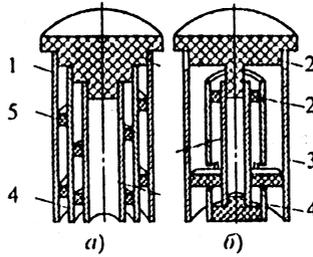


Рисунок 4.7 – Крепление труб емкостного датчика:  
*a* – к одному основанию; *б* – к заземленному электроду

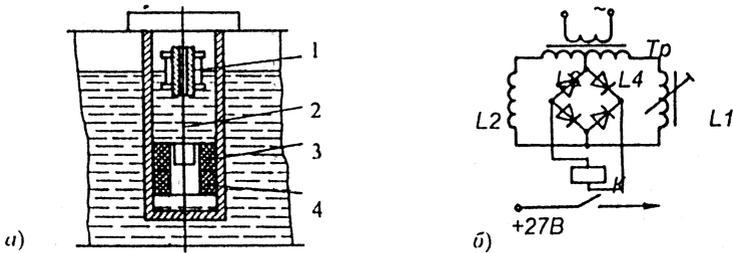


Рисунок 4.8 – Принцип работы датчика-сигнализатора (*a*),  
 принципиальная электрическая схема индуктивного измерительного моста (*б*)

## 4.2.1 АВТОМАТИЧЕСКАЯ ЧАСТЬ ТОПЛИВОМЕРА

Принцип действия автоматической части топливомера основан на использовании в качестве сигнализаторов уровня топлива либо катушек индуктивности, либо датчика с магнитоуправляемыми контактами.

В первом случае в основу работы сигнализатора положено свойство катушки индуктивности изменять индуктивность при введении в нее железного сердечника. Устройство такого датчика-сигнализатора показано на рис. 4.8, *а*. В топливном баке помещается датчик-сигнализатор, состоящий из двух катушек индуктивности 3 ( $L1$ ) и 4 ( $L2$ ) установленных на определенном уровне, и поплавка с сердечником 1 из ферромагнитного материала, который плавает на поверхности топлива и перемещается по направляющей трубке 2 вниз и вверх при изменении уровня топлива. При определенном уровне топлива поплавок установится так, что его ферромагнитный сердечник войдет в катушку 3 ( $L1$ ) датчика-сигнализатора. Катушка переменной индуктивности  $L1$  является одним из плеч индуктивного моста (рис. 4.8, *б*). Индуктивный мост состоит из двух полуобмоток трансформатора  $Tr$  и двух катушек индуктивности  $L1$  и  $L2$ . Индуктивность катушки  $L1$  с выведенным сердечником равна индуктивности катушки  $L2$ . При достижении определенного уровня топлива в магнитное поле катушки сигнализатора вводится железный сердечник. Введение железного сердечника в магнитное поле катушки вызывает изменение полного сопротивления катушки сигнализатора  $L1$ , при этом нарушается равновесие моста, и на вершинах его измерительной диагонали появляется разность потенциалов, которая через выпрямительный мост подается на обмотку высокочувствительного реле  $K$ . Реле срабатывает и своими контактами включает или выключает соответствующую исполнительную цепь (контактор насосов, сигнальную лампу и т.д.).

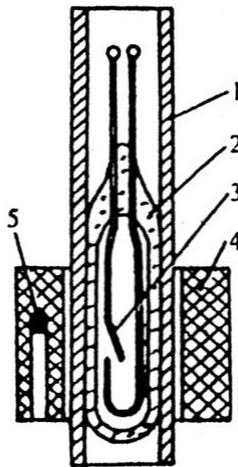


Рисунок 4.9 – Устройство датчика-сигнализатора с герметизированными контактами

Датчик с магнитоуправляемыми герметизированными контактами (герконами) устроен следующим образом (рис. 4.9). В корпусе датчика 1 помещается сигнализатор, состоящий из стеклянного баллона 2 с магнитоуправляемым контактом 3, который крепится на штанге, и поплавка 4 с магнитами 5 из ферромагнитного материала, который плавает на поверхности топлива.

Поплавок может перемещаться при изменении уровня топлива по направляющей трубке вниз и вверх. При определенном уровне топлива поплавок установится так, что магнитное поле постоянных магнитов, встроенных в него, будет достаточным для срабатывания магнитоуправляемого контакта. При срабатывании контакта выдается сигнал – 27 В на обмотку промежуточных реле, расположенных в блоке коммутации. Реле срабатывают, и с их контактов подаются сигналы о выработке топлива из баков и о заполнении баков топливом при заправке летательных аппаратов на земле.

## 4.2.2 УСТРОЙСТВО ДАТЧИКА И УКАЗАТЕЛИ ЭЛЕКТРОЕМКОСТНОГО ТОПЛИВОМЕРА

В электроемкостных топливомерах датчики выполнены в виде набора металлических труб разного диаметра, расположенных коаксиально. Коаксиальные трубы соединены между собой через одну накоротко, так что первая, третья и пятая составляют одну обкладку конденсатора, а вторая, четвертая и шестая – другую.

Как уже упоминалось, чтобы емкость датчика была прямо пропорциональна массе топлива независимо от формы бака, поверхность труб профилируется. Это позволяет получить линейную шкалу показывающего прибора.

Для получения точного значения начальной емкости датчика ( $\pm 1,0\%$ ) его конструкция предусматривает возможность регулировки емкости в пределах  $\pm 4,0\%$ . Для этой цели наружная труба сделана с выдавкой, а на внутренней трубе имеется продольная щель. Наружная труба – поворотная, угол поворота – около  $60^\circ$ . При повороте наружной трубы (рис. 4.10) выдавка 1, идущая вдоль трубы, перемещается относительно щели 2 неподвижной трубы. Тем самым меняется частично зазор между трубами, т.е. емкость датчика может быть либо уменьшена (*a*), либо увеличена (*b*).

В конструкцию датчиков вводятся индуктивные или магнитные сигнализаторы, с помощью которых осуществляется автоматическое программное управление расходом топлива, управление заправкой самолета и сигнализация о критическом остатке топлива. Существуют датчики, предназначенные только для управления автоматикой выработки топлива, т.е. конструктивно исполненные как сигнализаторы.

Конструктивно датчик (рис. 4.11) состоит из следующих основных частей: головки 5 с фланцем и штепсельным разъемом, прессованного основания 13, одной или нескольких внутренних профилированных труб 1, внешней трубы 2 с равноширокой регулировочной канавкой 3 по всей длине и экранирующей трубы 4. По направляю-

щей трубке 11 с нижним упором 9 перемещается поплавок 7 с постоянным магнитом 8, управляющий магнитным контактом 6. Трубы фиксируются основанием и изоляционными вкладышами 12. Внутри направляющей трубки встроены датчик-компенсатор 10, выполненный в виде цилиндра, с расположенным внутри него термосопротивлением. Датчик-компенсатор выдает в схему измерения количества топлива сигнал, пропорциональный температуре топлива, чем компенсируется температурная методическая погрешность.

Кинематическая схема указателя топливомера с круглой шкалой представлена на рис. 4.12. Основными элементами указателя являются: 1, 2 – двигатели; 3 – редуктор; 4 – штифт; 5 – ограничитель; 6 – ось редуктора; 7 – оправа; 8 – делитель напряжения; 9 – ползунок делителя; 10 – токопровод; 11 – стрелка; 12 – кнопка.

В указателе смонтированы два механизма. Каждый механизм включает двигатель 1 типа ДИД-0,5, редуктор 3 с передаточным отношением  $i = 500$ , делитель напряжения 8, включенный в измерительную мостовую схему уравнивания, и стрелку прибора 11.

Таким образом, прибор имеет две стрелки и две шкалы – наружную и внутреннюю. По наружной шкале отсчитывается суммарный запас топлива, по внутренней – запас топлива в каждой из групп баков или в отдельных баках.

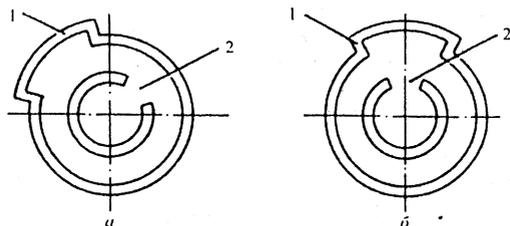


Рисунок 4.10 – Регулировка активной емкости топливо измерительного датчика

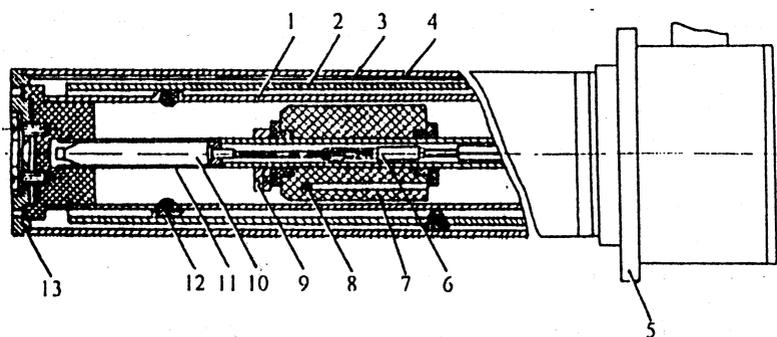


Рисунок 4.11 – Датчик емкостного топливомера

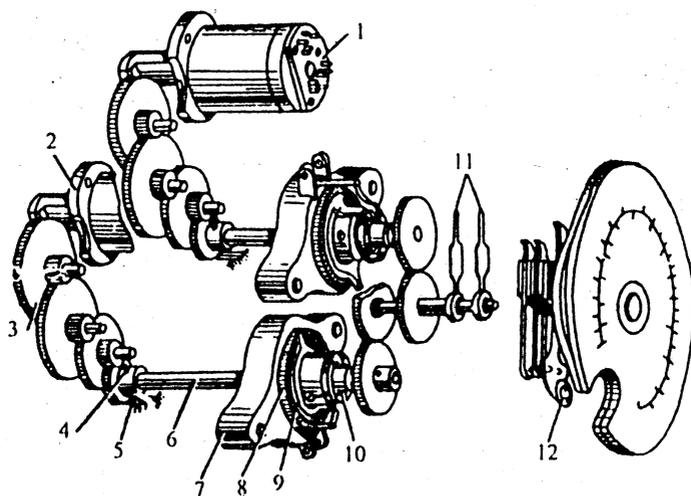


Рисунок 4.12 – Указатель топливомера

#### 4.2.3 ПОГРЕШНОСТИ ЭЛЕКТРОЕМКОСТНЫХ ТОПЛИВОМЕРОВ. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Электроемкостные топливомеры имеют методические и инструментальные погрешности. Методические погрешности емкост-

ных топливомеров вызываются многими причинами и сходны с погрешностями поплавковых топливомеров:

1. При кренах и ускорениях появляются погрешности вследствие перераспределения топлива в баках из-за эволюции самолета. Для уменьшения погрешности измерение проводится в горизонтальном полете, датчики располагают как можно ближе к центру бака, в баке устанавливаются в разных местах несколько датчиков, емкости которых включаются параллельно. Датчики, имеющие большую длину, своим основанием вставляются в специальный стакан, расположенный на дне бака.

2. Изменение сорта топлива и его температуры приводит к изменению диэлектрической проницаемости топлива, что может вызвать методическую погрешность, достигающую 5%.

3. Погрешности из-за неточного совпадения профиля датчика с характеристикой бака, из-за температурных изменений размеров датчиков и баков, из-за изменений в процессе эксплуатации зазоров между электродами датчиков и выпадания смолистых осадков из топлива на поверхности изоляторов датчика. В частности, погрешность из-за активной проводимости датчика вследствие его загрязнения лежит в пределах от 0,1 до 10%.

Инструментальные погрешности электроемкостных топливомеров вследствие применения нулевого метода измерения достаточно малы. Предельные приведенные инструментальные погрешности емкостных топливомеров на пулевых отметках шкалы измерителя обычно равны  $\pm 2\%$ , на наибольшей отметке шкалы  $\pm 3 \dots 4\%$ .

Эксплуатация и техническое обслуживание электроемкостных топливомеров имеют свои особенности по сравнению с поплавковыми.

При монтаже проводов следует обращать внимание на целостность экрана и отсутствие повреждения изоляции. Сопротивление изоляции должно быть не менее 10 МОм. При установке датчиков должна

соблюдаться их принадлежность к своим бакам согласно маркировке. Датчики, имеющие большую длину, должны фиксироваться в специальном гнезде («стакане») на дне бака. При монтаже должна исключаться возможность касания труб датчика корпуса самолета. Не допускается подтекание топлива через фланцевое крепление, а также проникновение воды и топлива под крышку датчика. При проверке сопротивления изоляции линии все изделия топливомера должны быть отключены.

В процессе эксплуатации возможно скопление посторонних примесей, выпавших из топлива, на нижнем основании и трубах датчика. Поэтому датчики периодически при выполнении регламентных работ промывают бензином, и после просушки проверяют сопротивление изоляции, которое должно быть не менее 100 МОм. Сопротивление изоляции проверяется у датчиков, вынутых из баков.

Перед каждым полетом и при заправке топливом необходимо проверить работоспособность измерительной и автоматической части топливомера, регулировку нулевого и максимального положений стрелки показывающего прибора при групповом и суммарном измерении количества топлива.

Для такой проверки в комплектах топливомеров кнопки контроля расположены на блоках усиления и корпусах показывающих приборов. Проверка и регулировка максимального положения стрелки при групповом и суммарном измерении осуществляется путем сравнения с фактическим количеством заправленного топлива с учетом допустимой погрешности измерения.

Для проверки работы топливомера в полете используются кнопки встроенного контроля на корпусе прибора.

Точность выдачи автоматической частью сигналов на управление подкачивающими насосами и аварийного остатка топлива проверяется путем контрольного слива топлива из баков самолета.

Наиболее часто встречающимися неисправностями топливомеров являются обрывы внешней соединительной линии или монтажа в головке датчика и замыкание между трубами датчика. В первом случае стрелка показывающего прибора приближается к левому ограничителю, во втором – уходит вправо за конечную отметку шкалы.

Если при пустых баках стрелка показывающего прибора показывает наличие топлива в баках, или показывающий прибор имеет плохую чувствительность, это свидетельствует о том, что сопротивление измерительной линии или датчика не соответствует предъявляемым требованиям.

Отказы автоматической части, связанные с нарушением порядка выработки топлива из баков, чаще всего происходят из-за неисправностей электронных ламп, полупроводниковых элементов или сигнальных реле, обеспечивающих включение контакторов подкачивающих насосов.

### **4.3 ИЗМЕРЕНИЕ РАСХОДА ТОПЛИВА**

Расход топлива определяется количеством вещества, проходящего через данное сечение канала в единицу времени. Расход топлива является одним из параметров, определяющих тягу (мощность) авиадвигателя. В целях обеспечения экономичности полета измерение расхода топлива необходимо вести с возможно меньшими погрешностями, не более  $\pm 2\%$ .

Расход можно измерять в единицах объема, деленных на единицу времени ( $\text{м}^3/\text{с}$ ,  $\text{м}^3/\text{мин}$ ,  $\text{м}^3/\text{ч}$  и т.п.), или в единицах массы, деленных на единицу времени ( $\text{кг}/\text{с}$ ,  $\text{кг}/\text{мин}$ ,  $\text{кг}/\text{ч}$  и т.п.). В первом случае объемный расход топлива обозначают символом  $q_v$ , во втором случае массовый расход топлива обозначают символом  $q_m$ .

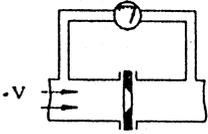
В авиации необходимо измерять также количество топлива, протекшее по топливному трубопроводу за определенный интер-

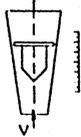
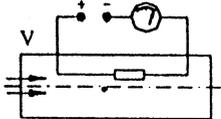
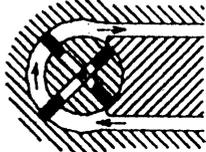
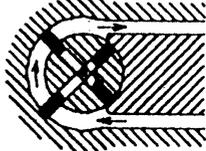
вал времени и за все время между запуском и остановкой двигателя, которое называют суммарным (интегральным) расходом и обозначают символом  $Q$ . Существует также понятие мгновенный (часовой) расход топлива. Следует отметить, что термины мгновенный и суммарный расход уточняются ГОСТ 15528-70. Согласно указанному стандарту приборы, служащие для измерения расхода топлива называются расходомерами топлива. Приборы, служащие для измерения количества топлива, протекшего через сечение трубопровода за время работы двигателя (суммарного расхода), называют счетчиками количества топлива (суммирующими расходомерами).

В таблице 4.2 приведены некоторые методы измерения расхода и показаны упрощенные принципиальные схемы расходомеров (счетчиков количества) на их основе.

Расходомеры более надежны по сравнению с топливомерами. Их показания не зависят от эволюции ЛА, поэтому турбинные тахометрические расходомеры и счетчики количества топлива (суммирующие расходомеры) нашли в авиации наиболее широкое применение.

Таблица 4.2 – Методы измерения действия

Метод	Принцип действия	Принципиальная схема
Переменного перепада давления	Основан на зависимости от расхода вещества перепада давления, создаваемого неподвижным устройством, устанавливаемым в трубопроводе, или самим элементом трубопровода	

Обтекания	Основан на зависимости от расхода вещества перемещения тела, воспринимающего динамическое давление обтекающего его потока	
Тахометрический	Основан на зависимости от расхода вещества частоты вращения турбины, установленной в трубопроводе	
Термоанемометрический	Основан на зависимости между количеством тепла, теряемым непрерывно нагреваемым телом, помещенным в поток, и массовым расходом вещества	
Камерный	Основан на отмеривании подвижными элементами при их движении определенных объемов вещества	
Ультразвуковой	Основан на измерении, зависящем от расхода того или иного акустического эффекта, возникающего при проходе ультразвуковых колебаний через поток вещества	

### 4.3.1 РАСХОДОМЕРЫ ИЗМЕРЕНИЯ МГНОВЕННОГО РАСХОДА ТОПЛИВА

Принцип действия таких расходомеров основан на использовании зависимости скорости вращения  $\omega$  крыльчатки, помещенной в поток жидкости, от скорости потока  $V$ , а следовательно от мгновенного расхода. Для ненагруженной крыльчатки имеем

$$\omega = k_1 V, \quad (4.6)$$

где  $k_1$  – коэффициент пропорциональности, зависящий от геометрии крыльчатки.

Учитывая зависимость мгновенного объемного расхода  $q_v$

$$q_v = SV \quad (4.7)$$

и мгновенного массового расхода  $q_m$

$$q_m = \rho q_v = \rho SV \quad (4.8)$$

жидкости плотностью  $\rho$ , протекающей через сечение площадью  $S$ , от скорости  $V$ , получим

$$\omega = \frac{k_1}{S} \cdot q_v = k q_v, \quad k = \frac{k_1}{S}. \quad (4.9)$$

Так как обычно измеряют массовый расход,

$$\omega = \frac{k}{\rho} \cdot q_m. \quad (4.10)$$

Итак, измерение мгновенного объемного расхода сводится к измерению скорости вращения крыльчатки. Для измерения мгновенного массового расхода, непосредственно характеризующего мощность (тягу) двигателя, следует также измерять плотность  $\rho$  топлива. Измерение скорости вращения крыльчатки осуществляется с помощью измерительных узлов, аналогичных используемым в магнитоиндукционных тахометрах.

Расходомер мгновенного расхода топлива состоит из датчика ДРТМ и указателя УРТМ (рис. 4.13). При движении потока топлива со скоростью  $V_T$  крыльчатка через редуктор 1 вращает постоянный магнит 2. Взаимодействие поля магнита с вихревыми токами, наведенными в цилиндре 3, приводит его во вращение. С цилиндром связан ротор сельсин-датчика СД. Угол поворота ротора СД, ограничиваемый пружиной 4, будет пропорционален мгновенному расходу топлива.

Сигнал, снимаемый с сельсин-датчика, подается на сельсиприемник СП, ротор которого перемещает стрелку указателя УРТМ в соответствии с мгновенным расходом топлива. Шкала указателя проградуирована в  $кг/ч$ .

#### **4.3.2 СУММИРУЮЩИЕ РАСХОДОМЕРЫ ТОПЛИВА**

Измерение суммарного расхода топлива сводится к интегрированию по времени данных о мгновенном расходе топлива. Для этого применяются индуктивно-импульсные преобразователи, частота импульсов которых пропорциональна частоте вращения крыльчатки датчика, т.е. мгновенному расходу, а количество импульсов – суммарному расходу.

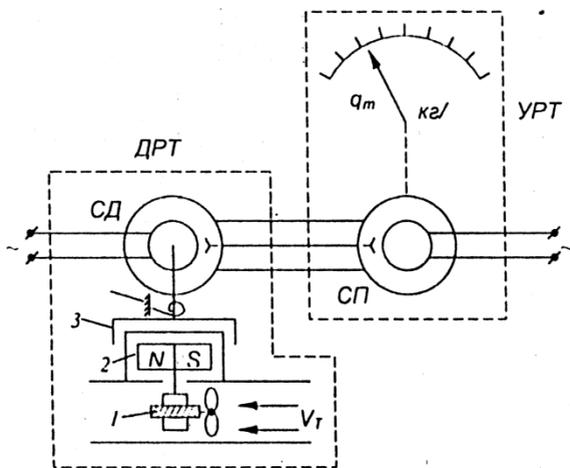


Рисунок 4.13 – Принципиальная схема расходомера измерения мгновенного расхода

Интегрирование сводится к подсчету импульсов, что осуществляется с помощью шаговых устройств. Такой принцип положен в основу работы суммирующих расходомеров типа РТС (расходомеры топлива суммирующие): РТС-16; РТС-30; РТС1-1. Рассмотрим принципиальную схему РТС (рис. 4.14).

При движении потока топлива со скоростью  $V_T$  крыльчатка датчика через редуктор вращает сердечник  $C$  индуктивно-импульсного датчика ИД. Индуктивно-импульсный механизм образуют катушки  $L_1, L_2$  с сердечником  $C$ . При вращении сердечника изменяется индуктивность  $L_2$  катушки статора ИД. Это приводит к разбалансу мостовой схемы, в диагональ которой включен тиристорный преобразователь или полупроводниковый усилитель, которые производят преобразование изменений индуктивности в импульсы тока и их последующее усиление. Плечи мостовой схемы  $L_3$  и  $L_4$  образованы обмотками трансформатора, находящимися в усилителе.

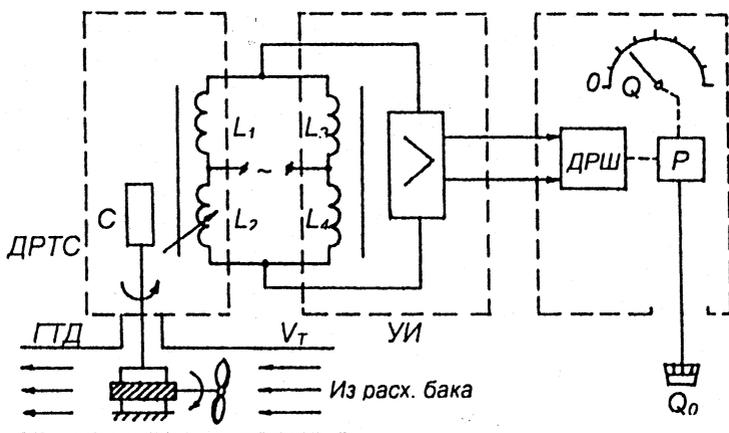


Рисунок 4.14 – Принципиальная схема суммирующего расходомера

С выхода усилителя импульсы тока подаются на релейно-шаговый двигатель ДРШ, который через редуктор перемещает стрелку указателя суммарного запаса топлива УСЗТ к нулевому значению шкалы, проградуированной в килограммах или литрах, т.е. по расходу топлива летчик судит о его запасе в баках ЛА.

После заправки баков топливом стрелку указателя с помощью рукоятки « $Q_0$ » устанавливают на отметку шкалы, соответствующую количеству заправленного топлива.

### 4.3.3 РАСХОДОМЕР ТОПЛИВА СУММИРУЮЩИЙ РТС1-1

Расходомер топлива суммирующий установлен на самолете МИГ-23. Он предназначен для дистанционного измерения запаса топлива в топливных баках самолета в объемных единицах с учетом возврата топлива из магистрали за датчиком РТСТ50Б в расходный бак и выдачи информации в систему контрольно-записывающей аппаратуры.

В состав расходомера входят: датчик расходомера РТСТ50Б; датчик расходомера ДРТС0,4; указатель суммарного запаса топлива УСЗТ6; усилитель импульсный с питанием УИП2-1.

*Основные технические данные.*

Расходомер РТС1-1 работает от источника питания с напряжением 115 В и частотой 400 Гц в диапазоне часовых расходов топлива от 1500 до 36000 л/ч по каналу основного расхода и в диапазоне от 500 до 2000 л/ч по каналу перепуска топлива. Шкала указателя отградуирована в литрах с пределом измерения от 0 до 8400 л. Цена деления 200 л.

Погрешность измерения комплекта расходомера при нормальных условиях ( $t = 25 \pm 10^\circ\text{C}$ ) не превышает  $\pm 1,5\%$  от 9000 л., т.е. от общего количества топлива, прошедшего через датчик основного расхода РТСТ50Б (8700 л.), и топлива, прошедшего через датчик перепуска ДРТС0,4 (300 л.).

Погрешность измерения комплекта расходомера при температурах от  $-60^\circ\text{C}$  до  $+60^\circ\text{C}$  не превышает  $\pm 3,5\%$ .

Внутренние камеры корпусов датчиков, а также соединения патрубков с корпусами датчиков герметичны и выдерживают при испытаниях давление топлива равное  $9 \text{ кгс/см}^2$ .

Расходомер работоспособен при вибрациях с перегрузками до 5g для датчиков и усилителя УИП2-1 при частотах от 10 до 300 Гц и до 2g – для указателя.

Мощность, потребляемая расходомером, не превышает 25 ВА.

Элементы расходомера взаимозаменяемы.

Масса расходомера не превышает 4,850 кг.

#### **4.3.4 ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ РАСХОДОМЕРА РТС1-1**

Принцип действия расходомера заключается в том, что протекающее в магистрали топливо приводит во вращение крыльчатку

датчика РТСТ50Б, частота вращения которой пропорциональна количеству протекающего через датчик топлива.

Крыльчатка 1 через червячную передачу 2 вращает втулку со стальным сердечником 3 индуктивно-импульсного устройства (рис. 4.16). При вращении сердечник 3 приближается к П-образному сердечнику 6 катушки индуктивности 4 и изменяет ее магнитный поток, а следовательно, и ее индуктивность. Равновесие мостовой схемы нарушается (см. рис. 4.14), и в ее диагонали появляется сигнал переменного тока  $f = 400$  Гц, промодулированный пропорционально скорости вращения крыльчатки.

Это напряжение поступает на вход импульсного усилителя УИ1, который находится в блоке УИП2-1 (рис. 4.15), и преобразуется в импульсы прямоугольной формы определенной длительности и амплитуды, необходимые для управления двигателем релейно-шаговым (ДРШ) указателя суммарного запаса топлива УСЗТ6.

Усилители УИ1 и УИ2 состоят из следующих функциональных каскадов: амплитудного детектора; усилителя постоянного тока; формирующего устройства (триггера); времязадающего каскада; выходного каскада мощности.

Импульсные усилители имеют на выходе прямоугольные импульсы напряжения постоянной длительности, частота следования которых определяется низкочастотной составляющей сигнала датчика.

Число оборотов сердечника индуктивно-импульсного устройства датчика пропорционально числу оборотов крыльчатки, следовательно, число срабатываний ДРШ будет также пропорционально числу оборотов крыльчатки и, соответственно, количеству топлива, прошедшего через датчик.

ДРШ указателя, срабатывая, поворачивает на один зуб храповое колесо, которое через дифференциал и редуктор соединено со стрелкой.

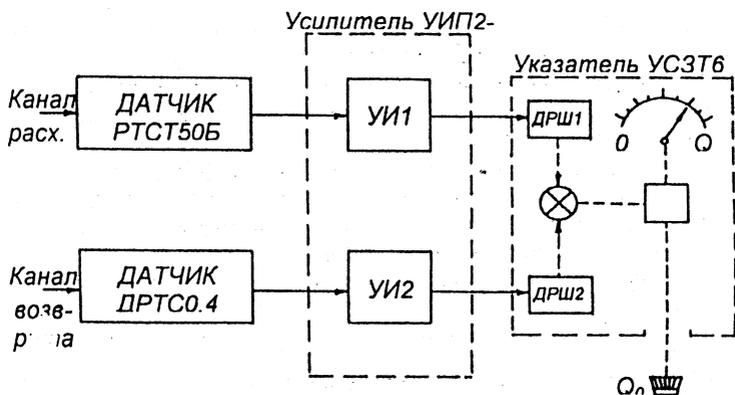


Рисунок 4.15 – Принципиальная схема суммирующего расходомера РТС1-1

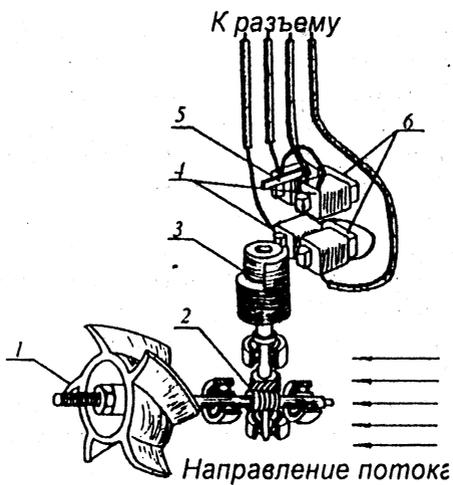


Рисунок 4.16 – Кинематическая схема датчиков расходомера

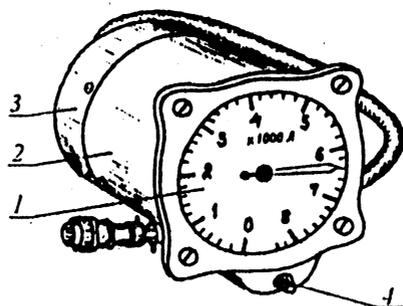


Рисунок 4.17 – Внешний вид указателя УСТЗТ6

Итак, сигнал с основного датчика РТСТ50Б, преобразованный в прямоугольные импульсы и усиленный по мощности, поступает на обмотку ДРШ1, а затем с помощью храпового колеса и редуктора, преобразуется в угол поворота стрелки.

При перепуске топлива сигнал с датчика ДРТС0,4 поступает на вход усилителя УИ2. Преобразованный в прямоугольные импульсы определенной длительности и амплитуды, он поступает на обмотку ДРШ2, находящегося, так же как и ДРШ1, в указателе УСЗТ6.

Храповые колеса первого и второго ДРШ соединены с дифференциалом, выходная ось которого вращается со скоростью, равной разности скоростей вращения храповых колес. Таким образом, происходит вычитание импульсов, поступающих от датчика ДРТС0,4, от количества импульсов от датчика РТСТ50Б в соответствующем масштабе значений количества импульсов на литр. Дифференциал через редуктор соединен со стрелкой, которая, перемещаясь, показывает запас топлива в баках самолета, как разность между залитым количеством топлива и количеством израсходованного топлива.

### 4.3.5 КОНСТРУКЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПЛЕКТА РАСХОДОМЕРА РТС1-1

#### Датчики РТСТ50Б и ДРТС0,4

По принципу действия датчик РТСТ50Б, стоящий в канале основного расхода, и датчик ДРТС0,4 – в системе перепуска топлива, ничем не отличаются друг от друга.

Основными элементами датчиков РТСТ50Б (рис. 4.18) и ДРТС0,4 (рис. 4.19) являются: 1 – выходной патрубок; 2 – корпус; 3 – плата; 4 – П-образный сердечник; 5 – кожух; 6 – магнитный шунт; 7 – колпачек; 8 – втулка со стальным сердечником; 9 – входной патрубок; 10 – шарикоподшипники; 11 – струевыпрямитель; 12 – червяк; 13 – крыльчатка; 14 – струевыпрямитель.

Датчик капала основного расхода имеет полый корпус 2. При помощи соединительных гаек корпус датчика соединяется с входным 9 и выходным 1 патрубками. Датчик канала перепуска топлива имеет также полый корпус 2, который с помощью гайки соединяется с входным патрубком 9.

Топливо, поступающее во входной патрубок, проходит струевыпрямитель 11, попадает на спиральную крыльчатку 13, проходит через второй струевыпрямитель 14 и поступает в топливную магистраль.

Датчики расходомера подключаются к топливной магистрали при помощи специальных зажимных колец.

Ось крыльчатки вращается в шарикоподшипниках 10, изготовленных из нержавеющей стали и заключенных в полости струевыпрямителей. Крыльчатка датчика РТСТ50Б имеет пять, а крыльчатка датчика ДРТС0,4 восемь лопастей, расположенных под углом к направлению движения потока топлива. Под воздействием этого потока крыльчатки вращаются.

При максимальном расходе топлива 36000 л/ч для датчика РТСТ50Б крыльчатка делает 3600 об/мин, крыльчатка датчика ДРТС0,4 на максимальном расходе 2000 л/ч делает 2560 об/мин. Число оборотов крыльчатки изменяется путем перемещения крыльчатки вдоль оси канала. Так как поток топлива при постоянном расходе в разных сечениях канала имеет различную скорость, то и крыльчатка при перемещении ее вдоль канала изменяет свою скорость вращения.

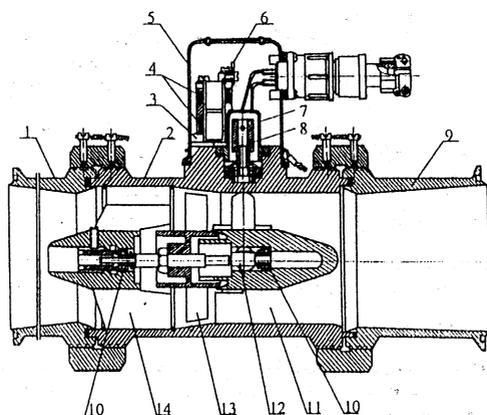


Рисунок 4.18 – Внутреннее устройство датчика РТСТ50Б

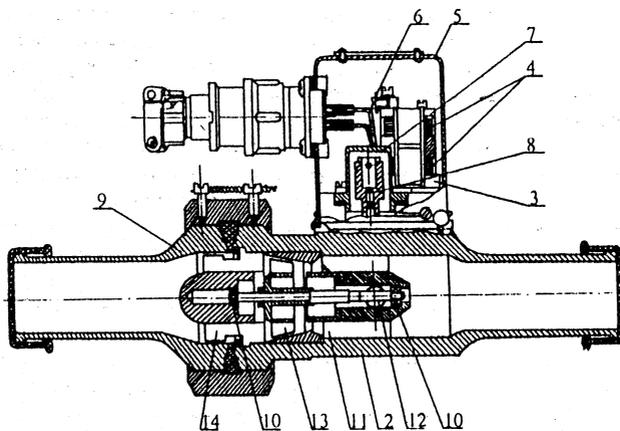


Рисунок 4.19 – Внутреннее устройство датчика ДРТС0,4

Перемещение крыльчатки датчика основного расхода по направлению к выходному струевыпрямителю (в область большего сечения) приводит ее в зону понижения скорости потока и, следовательно, к уменьшению числа оборотов крыльчатки. И наоборот, перемещение крыльчатки к входному струевыпрямителю (в область меньшего сечения) приводит ее в зону повышенной скорости потока и, следовательно, к увеличению числа оборотов крыльчатки (для датчика в системе перепуска топлива наоборот).

Вращение крыльчатки через червячную передачу с помощью индуктивно-импульсного устройства преобразуется в электрические импульсы. Через червячную передачу 12, расположенную внутри струевыпрямителя, крыльчатка вращает с замедлением в 15 раз в датчике основного расхода и в 30 раз в датчике перепуска втулку со стальным сердечником 8, расположенную внутри защитного колпачка 7. С внешней стороны корпуса размещены одна над другой две пары индуктивных катушек 4 (см. рис. 4.18) со стальными П-образными сердечниками, их обмотки представляют

собой два плеча индуктивного моста, работа которого была рассмотрена ранее.

Крыльчатка датчика канала основного расхода рассчитана так, что каждым 2,5 литрам топлива, пропущенным через датчик, соответствует один импульс тока в обмотке электромагнита указателя, а крыльчатка датчика в канале перепуска рассчитана так, что каждым 0,389 литрам топлива, пропущенным через датчик, соответствует один импульс в обмотке электромагнита указателя. Обе пары катушек индуктивности датчика установлены на плате 3 (см. рис. 4.18 и 4.19), которая крепится к корпусу датчика с помощью четырех стопорных винтов, и закрыты защитным кожухом 5.

Для начального уравнивания моста в датчике предусмотрен магнитный шунт 6 (см. рис. 4.18), укрепленный около верхней пары катушек индуктивности стопорным винтом. Магнитный шунт устанавливается в нужное положение при регулировке датчика.

Для соединения с внешней схемой датчик снабжен четырехштырьковым штепсельным разъемом.

#### Указатель суммарного запаса топлива УСЗТ6.

Внешний вид указателя показан на рис. 4.17. Указатель состоит из двух самостоятельно работающих механизмов: измерительного механизма основного расхода и измерительного механизма перепуска топлива.

Оба механизма аналогичны по принципу действия и представляют собой счетчики импульсов. Отсчет запаса топлива производится по шкале I, отградуированной в литрах с оцифровкой: 0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8.

Общий запас топлива 8400 л. Цена деления 200 л. При одновременной работе датчиков основного расхода и перепуска стрелка по шкале указателя перемещается на угол, равный алгебраической сумме углов поворота стрелки, вызванных работой каждого датчика.

Для перевода стрелки указателя на любое деление шкалы имеется специальное переводное устройство с выведенной на лицевую сторону прибора кремальерой 4. Перевод стрелки производится путем нажатия на кремальеру и одновременного поворота ее в нужном направлении.

Механизм указателя с лицевой стороны закрывается корпусом 2, а со стороны ДРШ – кожухом 3, выполненным из мягкой стали, являющийся одновременно экраном.

*Усилитель импульсный с питанием УИП2-1.* Усилитель конструктивно представляет собой основание, на котором смонтированы два импульсных усилителя, залитых пенопластом и четыре платы с элементной базой. Блок закрывается кожухом с вырезом для штепсельного разъема. Габаритные размеры блока: 140x65x72 мм.

#### **4.3.6 ПОГРЕШНОСТИ РАСХОДОМЕРОВ ТОПЛИВА. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

На современных летательных аппаратах в комплекте суммирующих расходомеров и топливомерно-расходомерных систем применяются датчики типа РТСТ и ДРТС, включающие в себя узлы мгновенного и суммарного расхода топлива. Погрешность измерения комплекта расходомера с датчиками указанного типа в нормальных условиях не превышает  $\pm 1,5\%$  от общего количества топлива, прошедшего через датчик.

Методические погрешности скоростных расходомеров при градуировке в объемных единицах отсутствуют, так как в градуировочной формуле (2.4) площадь сечения постоянна. Однако при градуировке в массовых единицах методические погрешности возникают, как следует из формулы (2.5), вследствие изменения плотности  $\rho$  при изменении температуры или сорта топлива.

Погрешности из-за замены сорта топлива могут достигать  $\pm 5 \dots 6\%$ , а температурные  $\pm 8 \dots 10\%$  (при  $t = \pm 80^\circ\text{C}$ ).

Для повышения точности измерения мгновенного массового расхода в измерительную систему расходомера помимо основного чувствительного элемента – крыльчатки включают также измеритель плотности, в качестве которого может служить конденсатор (в котором диэлектрическая постоянная является функцией температуры топлива) или терморезистор.

Методическая погрешность из-за изменения плотности при замене сорта топлива в расходомерах либо учитывается путем тарировки расходомера под определенный сорт топлива с нанесением на шкале показывающего прибора плотности данного сорта топлива, либо компенсируется автоматически введением в электрическую схему дополнительных поправочных резисторов, подключаемых с помощью специальных переключателей сорта топлива, расположенных на пульте управления.

Погрешность измерения может также возникать из-за неравномерного распределения скорости течения топлива по поперечному сечению датчика расхода. Для уменьшения этой погрешности необходимо, чтобы течение топлива в области установки крыльчатки не было турбулентным. В целях достижения этого и для направления потока вдоль оси крыльчатки перед крыльчаткой и после крыльчатки устанавливаются струенаправляющие аппараты, прямые лопатки которых расположены параллельно оси турбинки.

Инструментальные погрешности скоростных расходомеров складываются из погрешностей преобразователя измерительной схемы и указателя.

В процессе эксплуатации расходомеров возникают дополнительные инструментальные погрешности, вызываемые изменениями геометрических размеров подвижных элементов датчика расхода и электрических параметров элементов измерительной схемы.

Для расходомеров типа РТС-1 и топливомерно-расходомерных систем типа СТР суммарная погрешность комплекта при температуре  $\pm 60^{\circ}\text{C}$ , как правило, не превышает  $\pm 3,5\%$  общего количества топлива, прошедшего через датчики расходомера.

При эксплуатации расходомеров, как и при эксплуатации топливомеров, следует соблюдать общие правила безопасности при работе с легковоспламеняющимися веществами.

Перед демонтажем датчиков перекрываются топливные магистрали и сливается топливо из трубопровода, в разрез которого установлен датчик. После монтажа датчика герметичность топливной системы проверяется под давлением, создаваемым перекачивающими насосами.

Перед каждым полетом, а также перед запуском и опробованием двигателей, необходимо стрелку запаса топлива указателя суммирующего расходомера установить на фактически заправленное в баки количество топлива. Так как расходомеры рассчитаны на работу с топливом различных марок, необходимо проверить положение переключателя шкалы плотности и его соответствие заправленному топливу.

В процессе эксплуатации обращают особое внимание на целостность экранировки и изоляции соединительных проводов. Сопротивление изоляции соединительных проводов проверяется при отключенных разъемах агрегатов комплекта и должно быть не менее 20 МОм.

Наиболее частые неисправности расходомеров возникают из-за засорения подшипников крыльчатки в направляющем аппарате, отказов элементов электроники, обрывов соединительных проводов. В случае засорения подшипников датчики промываются бензином.

## 4.4 АВТОМАТЫ УПРАВЛЕНИЯ ВЫРАБОТКОЙ ТОПЛИВА

На современных ЛА имеется большой запас топлива, размещенного в фюзеляжных и крыльевых баках, находящихся на различном расстоянии от центра масс ЛА. Для обеспечения заданных характеристик устойчивости и управляемости ЛА выработка топлива должна осуществляться в такой последовательности, чтобы не нарушалась центровка. Эта задача решается автоматами управления выработкой топлива из баков.

Существующие аппараты строятся по разомкнутой и замкнутой схемам. В автоматах, реализующих первую схему, управление программное. Топливо вырабатывается одновременно из двух симметричных групп баков. По окончании их выработки происходит отключение насосов этих групп и включение насосов следующих групп.

Рассмотрим упрощенную схему программной выработки топлива (рис. 4.20). Топливные баки ЛА объединены в группы I, II, III таким образом, чтобы выработка топлива из них не вызывала нарушения центровки. Топливо из этих групп баков перекачивается в расходные баки с помощью перекачивающих электрических насосов ПН<sub>1</sub>, ПН<sub>2</sub>, ПН<sub>3</sub> в определенной последовательности. Управление насосами осуществляется с помощью индуктивных сигнализаторов-датчиков верхнего и нижнего уровня ИД<sub>В2</sub>, ИД<sub>В3</sub>, ИД<sub>Н1</sub>, ИД<sub>Н2</sub>, ИД<sub>Н3</sub>. При включении в работу насоса ПН<sub>1</sub> он начинает перекачивать топливо из I группы баков в расходный бак. По мере расхода топлива уровень его в I группе баков уменьшается. По достижении нижнего уровня индуктивный датчик ИД<sub>Н1</sub> выдает сигнал через усилитель на включение перекачивающего насоса ПН<sub>2</sub> II группы баков. Одновременно ИД<sub>Н1</sub> переключает насос ПН<sub>1</sub> с нормального режима работы на форсированный для быстрой перекачки топлива из I группы баков.

По мере работы насоса ПН<sub>2</sub> уровень топлива во II группе баков снизится, что приведет к срабатыванию датчика ИД<sub>В2</sub>. Он выдает сигнал на выключение насоса ПН<sub>2</sub>, так как топливо из I группы баков будет израсходовано. Далее работа схемы повторится. При достижении топливом нижнего уровня в III группе баков датчик ИД<sub>Н3</sub> включает сигнальную лампу на табло о критическом остатке топлива 600 литров в расходном баке. Насос ПН<sub>3</sub> отключается автоматически или вручную.

Автоматы второго типа обеспечивают очередность выработки также в соответствии с заданной последовательностью. Однако в этом случае происходит непрерывное сравнение запасов топлива в различных баках, расположенных симметрично центру масс. При появлении разности сигналов автомат отключает насосы того бака (или группы баков), где топлива осталось меньше. После уравнивания остатков топлива в обоих баках вновь начинается их совместная выработка. Автоматы замкнутой схемы конструктивно более сложные, чем программные, но обеспечивают большую точность в сравнении с ними. Рассмотрим принцип действия обеих схем.

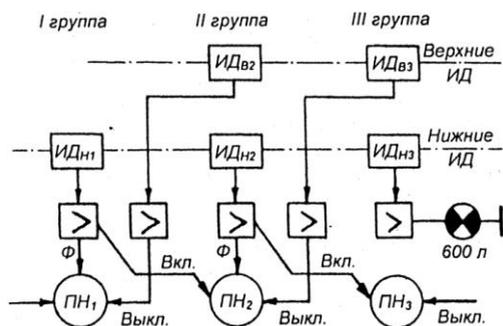


Рисунок 4.20 – Упрощенная схема выработки топлива

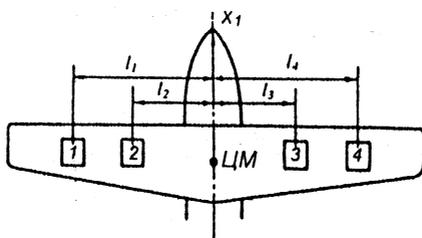


Рисунок 4.21 – Схема расположения топливных баков на ЛА

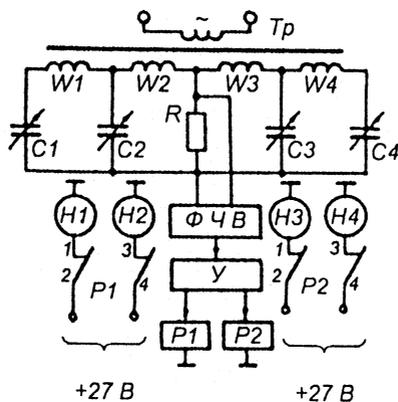


Рисунок 4.22 – Схема автомата управления выработкой топлива

Программные автоматы управления выработкой топлива. Они включают в себя емкостной измеритель топлива в баках (собственно топливомер), схему программного включения насосов топливных баков и схему сигнализации. Управление включением и выключением насосов осуществляется по сигналам индукционных датчиков уровня топлива (см. рис. 4.8, а), смонтированных во внутренних полостях емкостных датчиков топливомера. Схема работы такого сигнализатора рассмотрена ранее.

Аппараты программного управления получили название СЭТС (суммирующий электрический топливомер с сигнализацией) и СПУТ (система программного управления топливом). Промышленность выпускает автоматы указанных серий в различных модификациях. Модификации имеют различия, связанные с комплектацией датчиками и указателями. Предел измерений и цена деления указателей также могут быть различными.

Автоматы управления выработкой топлива по замкнутой схеме. Принцип работы такого автомата рассмотрим на следующем примере. Пусть на самолете имеются четыре топливных бака, расположенных на крыльях (см. рис. 4.21). Положение центра масс ЛА будет неизменным, если выполняется следующее равенство моментов:

$$m_1 l_1 + m_2 l_2 = m_3 l_3 + m_4 l_4, \quad (4.11)$$

где  $m_i$  – масса топлива в  $i$ -ом баке;  $l_i$  – расстояние от центра масс  $i$ -ого бака до центра масс ЛА.

Масса топлива пропорциональна величине емкости датчика топливомера, помещенного в баке:

$$m_i = k(C_{xi} - C_{0i}), \quad (4.12)$$

где  $C_{xi}$  и  $C_{0i}$  – величины емкости датчика при наличии топлива в баке и при его отсутствии.

Вводя обозначения  $C_i = C_{xi} - C_{0i}$  для  $i = 1, 2, 3, 4$  и преобразуя (4.11), получим:

$$C_1 l_1 + C_2 l_2 = C_3 l_3 + C_4 l_4. \quad (4.13)$$

Соотношение (4.13) реализуется с помощью схемы, представленной на рисунке 4.22. Число витков вторичной обмотки трансформатора  $T_r$  подбирается таким образом, чтобы

$$\frac{U_1}{l_1} = \frac{U_2}{l_2} = \frac{U_3}{l_3} = \frac{U_4}{l_4}. \quad (4.14)$$

В этом случае условие равновесия (4.13) становится эквивалентным условию

$$U_1 C_1 + U_2 C_2 = U_3 C_3 + U_4 C_4. \quad (4.15)$$

При выполнении условия равновесия падение напряжения на сопротивлении нагрузки  $R$  равно нулю. Нарушение центровки из-за выработки топлива вызывает изменение параметров элементов схемы (изменяются емкости конденсаторов), что приводит к протеканию тока через сопротивление  $R$  и падению напряжения на нем. Величина падения напряжения  $\Delta U$  пропорциональна величине результирующего момента массы топлива относительно центра масс. Фаза этого сигнала зависит от знака момента и определяется с помощью фазочувствительного выпрямителя (ФЧВ).

Усиленный сигнал управляет отключением насосов Н1, Н2 или Н3, Н4 в зависимости от того, в какой – левой или правой – группе баков больше топлива.

В замкнутых системах управления центровки можно осуществлять управление не только с целью стабилизации центра масс, но и с целью сохранения разности  $(x_{цм} - x_F)$ , где  $x_{цм}$  и  $x_F$  – координаты центра масс и фокуса самолета. При этом будет сохраняться статическая устойчивость самолета. Поскольку положение фокуса  $x_F$  зависит от числа  $M$ , то в этом случае в схему вводятся элементы, параметры которых изменяются пропорционально числу  $M$ . За-

мкнутые системы управления выработкой топлива широко применяются в авиации. Примером систем такого типа является топливный автомат центровки – ТАЦ, устанавливаемый на тяжелых самолетах.

Для обеспечения противопожарной защиты топливной системы по мере выработки топлива из баков они заполняются нейтральным газом. Противопожарная защита авиадвигателей и ЛЛ в целом обеспечивается установкой на нем баллонов с огнегасящей жидкостью или газом и датчиков сигналов возникновения пожара, установленных в пожароопасных местах.

Противопожарное оборудование обеспечивает сигнализацию о пожаре, а также автоматическое или ручное управление тушением пожара.

*Системы централизованной заправки топливом.* Эти системы обеспечивают автоматическое управление топливными кранами заправляемых баков ЛЛ. Верхние индуктивные датчики уровня топлива, расположенные в полостях емкостных датчиков топливомеров, при заполнении баков выдают сигнал на усилитель, который включает магнит соответствующего топливного крана; кран закрывается, о чем свидетельствует погасание лампочки на щитке управления заправкой. Блок централизованной заправки устанавливается на борту ЛА.

## **4.5 ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА**

Топливная система современного ЛА обеспечивает: заправку, размещение и хранение запаса топлива на борту самолета, подачу его к силовой установке в нужных количествах и с достаточным давлением при запуске и на всех режимах ее работы на земле и в полете. Кроме того, топливо используется в качестве хладагента для охлаждения антифриза в топливно-жидкостном радиаторе системы жидкостного охлаждения РЛС, воздуха в топливо-

воздушном теплообменнике системы кондиционирования, масла в гидроприводе ПГЛ-40.

В качестве топлива находят применение авиационные керосины Т-1, ТС-1, РТ или их смесь в любой пропорции. В зимний период в топливо добавляется жидкость «И» из расчета 0,2 ... 0,3 % по объему.

Топливная система современного летательного аппарата (рис. 4.23) является системой закрытого типа и включает в себя топливные баки, систему заправки баков топливом, систему подкачки топлива к топливным насосам двигателей, систему перекачки топлива в расходный бак, систему наддува и дренажа баков, систему управления порядком выработки топлива, систему контроля за выработкой и остатком топлива.

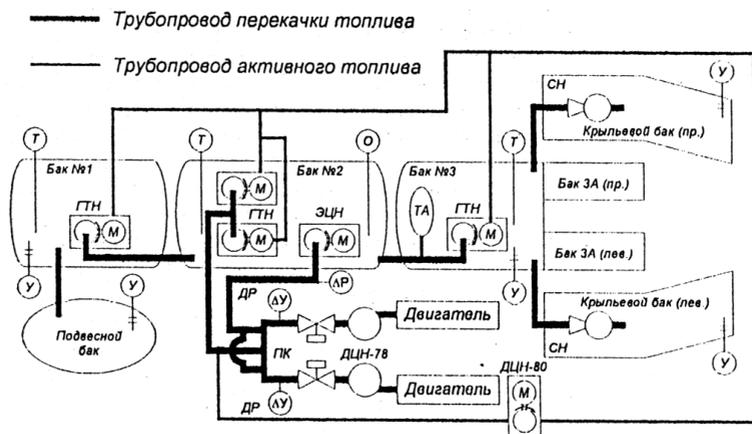


Рисунок 4.23 – Принципиальная схема топливной системы летательного аппарата (вариант)

Как видно из схемы, топливо размещается в пяти баках-отсеках, расположенных в фюзеляже (№ 1, 2, 3, 3 А лев., 3А прав.) и двух баках-отсеках крыла. Предусмотрена установка одного

подвешенного топливного бака под фюзеляжем (ПФБ) и двух под крылом (ПКБ), которые могут быть сброшены в полете – на схеме подкрыльевые баки не показаны.

Заправка баков топливом производится централизованно через бортовой штуцер. Управление заправкой и ее контроль осуществляются с помощью пульта, входящего в комплект топливомерно-расходомерной системы и установленного в отсеке левой опоры шасси. Возможна открытая заправка баков через свои заправочные горловины.

В баке № 3 устанавливается топливный аккумулятор. Бак № 2 является расходным баком, т.е. топливо подается к центробежным топливным насосам ДЦ11-78 авиационных двигателей только из этого бака. Из остальных баков топливо перекачивается в расходный бак по мере его выработки. Создание давления в магистрали подачи топлива к авиационным двигателям осуществляется двумя подкачивающими гидротурбинными насосами (ГТН) и одним электроцентробежным насосом (ЭЦН) расходного бака. Давление  $P_p$  в магистрали подкачки контролируется сигнализатором перепада давления типа СПТ.

Перекачка топлива из баков № 1 и 3 в бак № 2 осуществляется гидротурбинными насосами, из баков №3А и крыльевых – струйными (гидромеханическими) насосами, из подвешенного бака – давлением воздуха.

Для привода гидротурбинных и струйных насосов используется рабочее топливо, поступающее к ним по специальной магистрали, которая называется магистралью активного, или приводного, топлива. Давление в магистрали активного топлива создается специальным центробежным насосом ДЦН-80. При неработающих двигателях первоначальное давление в расходной магистрали для запуска двигателей создается электроцентробежным насосом расходного бака.

В баках устанавливаются электроемкостные датчики топливомера (Т), сигнализаторы уровня (У) и датчики аварийного остатка (О), которые обеспечивают измерение запаса топлива в баках и выдачу необходимых сигналов контроля и управления выработкой и заправкой топлива, а также сигнала аварийного остатка топлива.

По мере выработки топлива из баков они заполняются воздухом или нейтральным газом (азотом) под давлением. Наддув баков производится для исключения явления кавитации в работе насосов во всем диапазоне высот полета, а также для вытеснения топлива из подвешенного топливного бака и топливного аккумулятора.

Наддув баков осуществляется воздухом, отбираемым от компрессоров двигателей, или азотом из баллонов системы нейтрального газа. Заданное давление в баках-отсеках поддерживается двухрежимным агрегатом наддува, а в подвесных топливных баках (ПТБ) и топливном аккумуляторе – предохранительными клапанами.

В расходной топливной магистрали устанавливаются датчики расходомера (ДР) и перекрывные топливные краны (ПК), перекрывающие в случае необходимости (например пожар на двигателе) подачу топлива к двигателям.

*Особенности размещения насосов на ЛА.* Наличие топливного аккумулятора позволяет обеспечить бесперебойную подачу топлива к насосам двигателей при действии положительных, отрицательных и угловых перегрузок.

Слив топлива из баков осуществляется через общий сливной узел непосредственно в топливозаправщик. Остаток топлива может быть слит через сливные пробки. Контроль за работой топливной системы осуществляется с помощью топливомерно-расходомерной системы.

## **4.6 КОМБИНИРОВАННЫЕ ТОПЛИВОИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ**

Эти системы строятся по принципу комбинирования автономно работающих топливомеров, расходомеров и автоматических систем управления заправкой и выработкой топлива из баков.

На современных ЛА устанавливаются следующие комбинированные топливоизмерительные системы: СТР – системы топливомерно-расходомерные; ТРВ – топливомеры-расходомеры весовые – это манометрические топливомеры, основанные на измерении давления (веса) столба жидкости с помощью манометра; СЭТС – суммирующие емкостные топливомеры с сигнализацией о критическом остатке топлива; РТМС – расходомеры топлива мгновенно-суммирующие.

На самолетах-истребителях нашли применение суммирующие расходомеры топлива, которые работают совместно с сигнализаторами критического остатка топлива и системами автоматического управления заправкой и выработкой топлива.

### **4.6.1 СИСТЕМА ТОПЛИВОМЕРНО-РАСХОДОМЕРНАЯ СТР6-2**

На самолете МИГ-29 установлена система топливомерно-расходомерная СТР6-2. Данная система предназначена для: дистанционного измерения и индикации массового запаса топлива в кг во всех баках самолета с помощью расходомерной части системы; измерения запаса топлива в фюзеляжных баках самолета с помощью топливомерной части системы; вычисления и индикации располагаемой дальности полета (в км) на текущих и оптимальных (расчетных) режимах работы двигателей и полета самолета; сигнализации окончания выработки топлива из баков самолета; выдачи инфор-

мации о запасе топлива и в контрольно-записывающую аппаратуру (КЗА), подсистемное автоматизированное средство контроля (ПАК), самолетный ответчик СО-69, в САУ и систему регистрации Тестер-УЗ серии Л; выдачи информации о резервном остатке топлива (550 кг) в речевой информатор РИ, блок аварийных и предупреждающих сигналов (БАПС), в «Тестер»; выдачи информации о невыработке топлива из подвешного топливного бака (ПТБ) в РИ, систему «Экран»; контроля и управления централизованной заправкой топлива в баки самолета (на земле); контроля и управления автоматизированной выставкой заправленного количества топлива (на земле); контроля за уровнем масла левого и правого двигателей и коробки самолетных агрегатов (КСА), а также уровнем гидросмеси в бустерной и общей гидросистемах.

#### **4.6.2 СОСТАВ И ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ СИСТЕМЫ СТР6-2**

В комплект системы входят (рис. 4.24): 1 – рама монтажная РШ с блоком преобразования и вычисления БПВ1-3; 2 – датчики сигнализаторы на магнитоуправляемых контактах типа ДСМК-10 – 10 штук; 3 – датчики топливомера ДТЗ6А – 3 штуки; 4 – датчики расхода топлива суммирующие ДРТС30 – 2 штуки; 5 – пульт контроля и управления централизованной заправкой объекта топливом ПКУ301-2; 6 – пульт встроенного контроля и управления системой ПКУ6-3; 7 – приемники температуры П-77 – 3 штуки; 8 – индикатор системы топливомерно-расходомерной ИСТР4-2.

Первичными преобразователями системы (рис. 4.24) являются датчики ДРТС30, ДТЗ6А, ДСМК-10 и термоприемники, сигналы от которых подаются на вторичные преобразователи – блок БВП1-3 и пульты ПКУ6-3; ПКУ301-2.

Датчик ДРТС30 предназначен для преобразования скорости потока топлива, протекающего через датчик, в частоту электрических импульсов, пропорциональных объемной скорости потока.

Датчики топливомера ДТЗ6А предназначены для преобразования уровня топлива в электрическую емкость датчика.

Датчики ДСМК-10 предназначены для преобразования уровня топлива в дискретный электрический сигнал при помощи управляемых контактов.

Термоприемники П-77 предназначены для преобразования температуры топлива в электрическое сопротивление.

Блок БПВ1-3 служит для преобразования сигналов от датчиков ДРТС30, ДСМК-10 и термоприемников и для формирования информации о запасе топлива, резервном остатке топлива, невыработке ПТБ, располагаемой дальности полета, состоянии топливоизмерительной системы и выдачи этой информации на индикатор ИСТР4-2, пульт Г1КУ6-3 и смежные бортовые системы. Блок БПВ1-3 представляет собой аналого-цифровой преобразователь, выполненный на интегральных микросхемах.

Пульт ПКУ6-3 предназначен для проведения встроенного контроля и управления системой в процессе оперативных форм технического обслуживания, для преобразования сигналов от датчиков ДТЗ6А и термоприемника и формирования информации о запасе топлива в фюзеляжных баках самолета и выдачи ее в блок БПВ1-3 и индикатор ИСТР4-2, а также для хранения информации о запасе топлива по расходомерной части системы и выдачи ее в блок БПВ1-3 и индикатор системы ИСТР4-2.

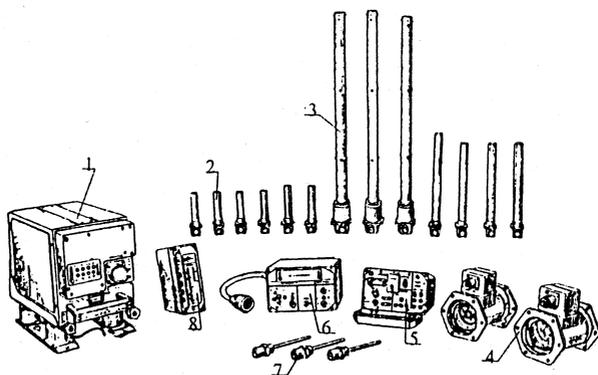


Рисунок 4.24 – Комплект системы топливомерно-расходомерной СТР6-2

Пульт ПКУ301-2 предназначен для контроля и управления централизованной заправкой самолета топливом, для контроля уровня масла в баках левого и правого двигателей и в КСА и для контроля уровня гидросмеси в баках общей и бустерной гидросистемы.

Индикатор системы топливомерно-расходомерной ИСТР4-2 предназначен для индикации запаса топлива и располагаемой дальности полета, сигнализации выработки топлива из баков и выдачи информации о запасе топлива и располагаемой дальности в смежные системы.

Таблица 4.3 – Основные технические данные СТР6-2

Основные параметры	Значения параметров
Высота полета	25 000 м
Температура окружающего воздуха	от -60 до +60°C
Питание от сети: постоянного тока напряжением переменного тока напряжением, частотой	27 В 115В, 400Гц
Мощность, потребляемая СТР: по постоянному току по переменному току	не более 50Вт не более 180ВА

Погрешность измерения запаса топлива от конечного значения шкалы индикатора ИСТР4-2 (5500 кг): до расходного бака в расходном баке	не более $\pm 3,5\%$ не более $\pm 2,0\%$
Погрешность вычисления располагаемой дальности полета	не более $\pm 3,0\%$
Погрешность выдачи сигнала резервного остатка топлива	не более 80 кг
Погрешность автоматизированной выставке запаса топлива по вариантам заправки от конечного значения шкалы индикатора ИСТР4-2	не более $\pm 2,0\%$
Погрешность выдачи информации в смежные системы о запасе топлива, от конечного значения шкалы индикатора ИСТР4-2: до расходного бака в расходном баке	не более $\pm 4,0\%$ не более $\pm 3,0\%$

Более подробно с работой системы познакомимся по функциональной схеме (рис. 4.26).

### 4.6.3 ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ СТР6-2

Система СТР6-2 представляет собой автоматический комплекс, состоящий из 4-х частей: расходомерной, топливомерной, автоматической и вычисления располагаемой дальности.

*Расходомерная часть системы* предназначена для измерения суммарного  $Q$  запаса топлива с учетом топлива, возвращаемого по магистралям перепуска и мгновенного массового расхода топлива. Состоит из датчиков ДРТС30, термоприемника, блока БПВ1-3, пульта ПКУ6-3 и индикатора ИСТР4-2.

Принцип измерения суммарного расхода состоит в суммировании импульсов, поступающих от датчиков ДРТС30 с частотой, про-

порциональной мгновенному объемному расходу, с расчетной плотностью 0,7 г/см и импульсов поправки на плотность топлива, формируемых аналого-цифровым преобразователем по сигналам от термоприемника и датчика марки топлива.

Аналого-цифровой преобразователь формирует на каждые 194 л прошедшего топлива импульсы поправки, количество которых пропорционально фактической и расчетной плотности топлива. Суммирование импульсов производится электромеханическим сумматором (шаговым двигателем). Вал шагового двигателя, кинематически связанный с индексом шкалы, списывает показания запаса топлива.

Принцип измерения мгновенного расхода состоит в подсчете количества импульсов от датчиков ДРТСЗО за калиброванные интервалы времени и преобразовании их с учетом информации о плотности топлива в аналоговую величину, пропорциональную мгновенному массовому расходу.

*Топливомерная часть системы* предназначена для измерения запаса топлива в фюзеляжных баках самолета; автоматизированной выставки индекса индикатора ИСТР4-2 на заправленное количество топлива; формирования сигнала о резервном остатке топлива; коррекции показаний расходомерной части. Данная часть системы состоит из датчиков топливомера ДТЗ6А, термоприемника и пульта встроенного контроля и управления системой ПКУ6-3. Принцип действия топливомерной части состоит в измерении с помощью самоуравновешивающегося моста переменного тока электрической емкости датчиков ДТЗ6А, пропорциональной массе залитого топлива, с учетом компенсации методической погрешности, обусловленной измерением температуры и марки топлива. Компенсация методической погрешности производится с помощью термоприемника и датчика марки топлива. Информация о запасе топлива от топливо-

мерной части ( $Q_T$ ) снимается сдвигка потенциометра отработки, механически связанного с валом двигателя уравнивания.

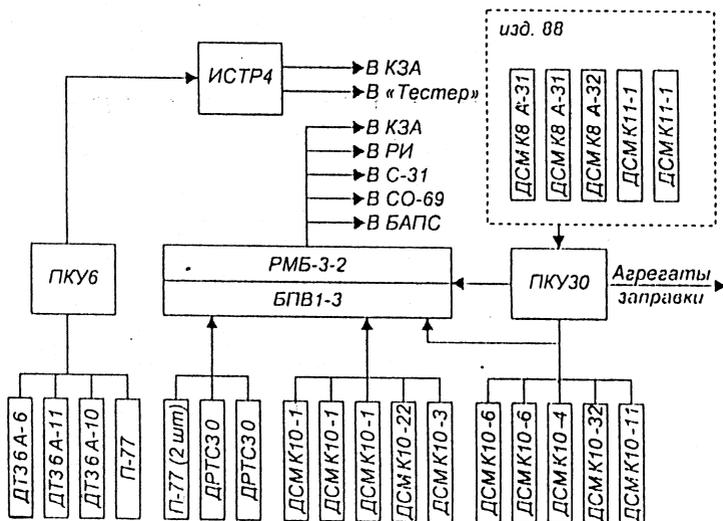


Рисунок 4.25 – Структурная схема системы СТР6-2

Автоматическая часть системы предназначена для выдачи сигналов выработки топлива из баков, формирования и выдачи сигнала «Проверь запас топлива», формирования и выдачи сигнала «Выработ. подвесн. бака нет», автоматизированной выставки и коррекции показаний расходомерной части, контроля за уровнем масла и гидросмеси, вызова информации от топливомерной части на шкалу запаса индикатора ИСТР4-2, контроля и управления централизованной заправкой, проведения встроенного контроля при оперативных формах технического обслуживания.

Автоматическая часть состоит из датчиков ДСМК-10, термоприемника, блока БП В1-3, пульта ПКУ6-3 и индикатора ИСТР4-2. Принцип действия автоматической части состоит в преобразовании

дискретных и аналоговых сигналов в сигналы индикации, управления и контроля.

*Вычислитель располагаемой дальности полета* предназначен для вычисления и индикации располагаемой дальности полета по информации о запасе топлива, а также скорости полета самолета как на расчетных, так и на текущих режимах.

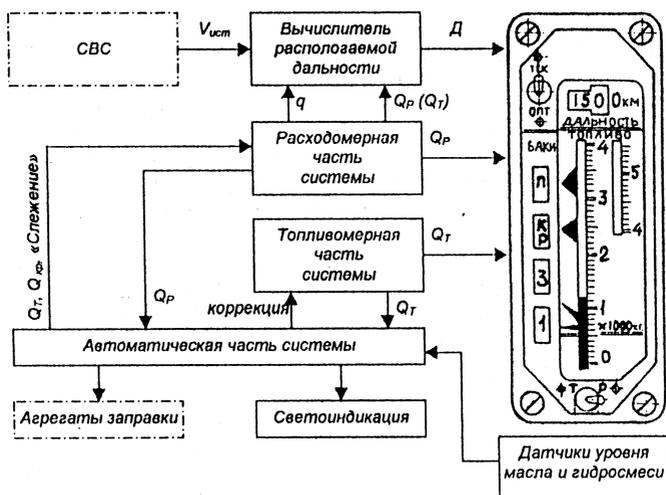


Рисунок 4.26 – Функциональная схема системы СТР6-2

Вычислитель располагаемой дальности представляет собой потенциометрическое счетно-решающее устройство, работающее в следящем режиме и реализующее уравнение:

$$QV = q_m D \quad (4.16)$$

где:  $Q$  – текущий запас топлива на борту самолета, кг;  $V$  – воздушная скорость самолета, км/ч;  $q_m$  – текущий мгновенный расход топлива, кг/ч;  $D$  – располагаемая дальность полета, км.

Вал исполнительного двигателя, перемещающий движок решающего потенциометра, механически связан с 3-х разрядным отсчетным устройством располагаемой дальности индикатора ИСТР4-2.

Расходомерная и топливомерная части системы образуют канал измерения запаса топлива. Основным источником информации о запасе топлива является расходомерная часть системы, так как ее показания не зависят от эволюции и ускорения самолета.

Информация о запасе топлива от топливомерной части системы является дублирующей и постоянно выдается в расходомерную и автоматическую части системы. Расходомерная часть системы позволяет обрабатывать показания от топливной части системы на шкалу запаса по сигналу слежения от автоматической части системы посредством перевода шагового двигателя из режима суммирования в режим слежения. Такой перевод происходит при автоматизированной выставке.

Информация о запасе топлива от расходомерной и топливомерной частей используется в автоматической части для формирования сигналов состояния топливоизмерительной системы, сигнала резервного остатка топлива, управления автоматизированной выставкой.

На шкалу запаса топлива вызывается информация от расходомерной и топливомерной частей переключателем «Т-Р» на индикаторе ИСТР4-2 и следящей системы. Перевод вычислителя располагаемой дальности с расчетных режимов полета на текущие и обратно производится переключателем «Опт-Тек» на ИСТР4-2.

#### **4.6.4 ЭЛЕМЕНТЫ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ СИСТЕМОЙ СТР6-2**

Элементы управления и контроля системой расположены на индикаторе ИСТР4-2 (установлен справа на приборной доске в ка-

бине летчика) и передних панелях пультов ПКУ6-3 (установлен в кабине слева за креслом летчика) и ПКУ301-2 (установлен в нише левой опоры шасси).

*На передней панели индикатора ИСТР4-2 расположены:*

- а) переключатель «Т-Р», предназначенный для вызова информации о запасе топлива от топливомерной или расходомерной частей;
- б) переключатель «Тек-Опт», предназначенный для вызова информации о располагаемой дальности на текущих или расчетных режимах полета;
- в) светоиндикаторы желтого цвета, загорание которых сигнализирует о выработке топлива из подвесного бака «П» крыльевых баков «Кр.», баков № 3 и № 1 соответственно.

Индикатор ИСТР4-2 имеет: а) шкалу запаса топлива (конечное значение 5500 кг) цена деления 100 кг; б) числовые отметки шкалы от 0 до 5000 кг через 500 кг; в) счетчик располагаемой дальности имеет число разрядов 3, цена младшего разряда 10 км; г) светоиндикаторы: «П», «Кр.», «3», «1» желтого цвета, загорание которых сигнализирует о выработке топлива из подвесного бака, крыльевых баков № 3 и № 1 соответственно.

*Пульт встроенного контроля и управления системой ПКУ6-3.* Расположение элементов управления и контроля данного пульта рассмотрим на примере передней панели пульта ПКУ6-4 (рис. 4.27), который имеет дополнительный переключатель «ТОПЛ.ВОЗВР.», отсутствующий на пульте ПКУ6-3.

Итак, на передней панели пульта расположены: переключатель «РТ, ТС-1, Т-1» для установки марки залитого в баки топлива; переключатель «ТОПЛ.ВОЗВР.» для установки значения топлива, необходимого на возврат (на ПКУ6-3 – отсутствует); кнопка «АВТ.» для автоматизированной выставки индекса индикатора системы на количество топлива, залитого в баки; светодиод «АВТ.» для контроля исправности и готовности устройства автоматизированной выставки; кремальера «РУЧН.» для ручной выставки индек-

са на произвольную отметку шкалы индикатора (при положении «Р» переключателя «Т-Р» на индикаторе); кнопка «КОНТРОЛЬ Т(А)» для наземного контроля топливомерной и автоматической частей системы; кнопка «КОНТРОЛЬ Р(Д)» для наземного контроля расходомерной части системы и вычислителя располагаемой дальности полета; с вето диод «П77» для контроля исправности цепи термоприемника расходомерной части системы.

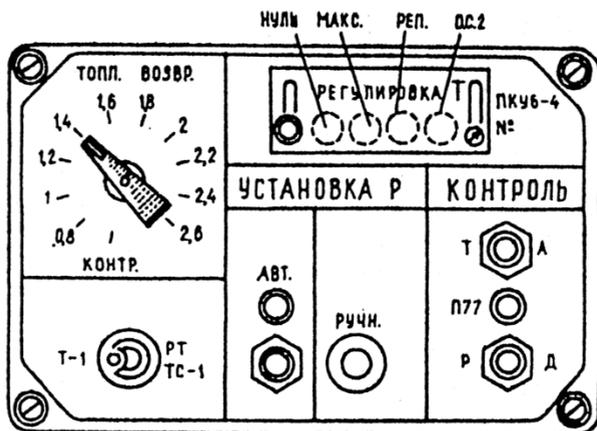


Рисунок 4.27 – Передняя панель пульта ГПКУ6-4

*Пульт контроля и управления централизованной заправкой объекта топливом ПКУ301-2 представлен на рис. 4.28.*



Рисунок 4.28 – Передняя панель пульта ПКУ301-2

На передней панели пульта ПКУ301-2 расположены: переключатель для установки вариантов заправки; кнопка и световое табло «ПРЕКР. ЗАПРАВ.» для выдачи управляющих сигналов на агрегаты заправки; тумблер «ПИТАН.» для включения питания ПКУ301-2; кнопка «КОНТРОЛЬ ЛАМП» для проверки исправности ламп сигнализаторов пульта; световое табло «ЗАПРАВКА ОКОНЧЕНА» для сигнализации окончания заправки; световое табло «Н» (норма) зеленого цвета, которое включается при уровнях масла в баках, равных уровням (выше уровней), разрешающим эксплуатацию левого и правого двигателей и коробки самолетных агрегатов; световые табло красного цвета «ЛЕВ. ДВ.», «ПР. ДВ.», «КСА», которые включаются при уровнях масла в баках ниже уровней, разрешающих эксплуатацию левого и правого двигателей и коробки самолетных агрегатов соответственно; два табло желтого цвета, которые включаются при уровнях гидросмеси выше нормы в баках бустерной («БУСТ.») и общей («ОБЩ.») гидросистем соответственно; два табло красного цвета, которые включаются при уровнях гидросмеси ниже нормы в баках бустерной («БУСТ.») и общей («ОБЩ.») гидросистем соответственно; два табло «Н» (норма) зеле-

ного цвета, которые включаются при уровнях гидросмеси в баках бустерной («БУСТ.») и общей («ОБЩ.») гидросистем, разрешающих эксплуатацию объекта.

#### **4.6.5 УПРАВЛЕНИЕ СИСТЕМОЙ СТР6-2 В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

Управление системой в процессе эксплуатации при подготовке к полету производится следующим образом. Включить питание и установить переключатель на лицевой панели индикатора ИСТ4-2 в положение «Р», при этом включается светосигнализатор положения «Р». В результате нажатия кнопки «КОНТРОЛЬ Т (А)» на пульте ПКУ6-3 профиль индикатора должен установиться на отметке  $(2500 \pm 50)$  кг, показания отсчетного устройства располагаемой дальности индикатора должны соответствовать  $(1920 \pm 50)$  км, все световые табло индикатора должны включиться.

После нажатия и отпускания кнопки «КОНТРОЛЬ Р (Д)» на пульте ПКУ6-3 профиль индикатора должен сместиться вниз на  $(1200 \pm 50)$  кг, показания отсчетного устройства располагаемой дальности должны уменьшаться, а светодиод «П77» должен включиться.

После заправки баков топливом переключатель марки топлива на ПКУ6-3 должен быть установлен на марку заправленного топлива. При готовности устройства автоматизированной выставки на пульте ПКУ6-3 должен включиться светодиод «АВТ.».

При нажатии на кнопку «АВТ.» пульта ПКУ6-3 светодиод «АВТ.» должен отключиться, а индекс индикатора должен установиться на отметке шкалы, соответствующей массе заправленного топлива. При необходимости индекс индикатора можно выставить на любую отметку шкалы кремальерой «РУЧН.» пульта ПКУ6-3.

При выдаче сигнала «Проверь запас» в бортовую систему контроля, а также в случае необходимости вывода информации о запа-

се топлива от топливомерной части системы в полете нужно установить переключатель «Т-Р» на лицевой панели индикатора в положение «Т».

Настройка и регулировка системы в условиях эксплуатации осуществляется при несоответствии установки профиля индикатора запасу топлива в баках, при установке профиля индикатора на реперную точку с погрешностью более допустимой и при нарушении чувствительности топливомерной и расходомерной частей системы.

На пульте ПКУ6-3 (рис. 4.27) под крышкой «РЕГУЛИРОВКА Т» находятся регулировочные потенциометры: «НУЛЬ» – для установки профиля индикатора на начальную отметку шкалы при пустых баках; «МАКС.» – для установки профиля индикатора на отметку шкалы, соответствующую запасу топлива при полностью залитых фюзеляжных баках; «РЕП.» – для установки профиля индикатора на реперную точку 2500 кг при осуществлении встроенного контроля топливомерной части системы; «О.С.1» (на рис. 4.27 отсутствует) – для регулировки чувствительности топливной части системы. Если чувствительность системы повышенная, то движок потенциометра О.С.1 необходимо повернуть против часовой стрелки, при пониженной чувствительности – по часовой стрелке. «О.С.2» – для регулировки чувствительности следящей системы индикатора.

Управление централизованной заправкой на земле и контроль запаса масла и гидросмеси осуществляется с пульта ПКУ301-2.

## **4.7 КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНАЯ АППАРАТУРА ТОПЛИВОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ**

Для проверки топливоизмерительных систем используется контрольно-проверочная аппаратура КПА-ИС-2, КПА-ИС1БПЗК, КПА1-А-СПУТ. Эта аппаратура позволяет измерить емкость сухих

датчиков, которая не должна отличаться от указанной в паспорте более чем на 1%, а также работоспособность блоков измерения.

Проверка работоспособности сигнализаторов в датчиках вне самолета производится с помощью КПА-А1, КПА-ИС-1 и КПА1-А-СПУТ.

Поплавковые топливомеры типа СКЭС и МЭС проверяются с помощью установки УПТ-48, топливомеры-расходомеры ТПР-1 – с помощью КПА-ТПР1Т. Для проверки погрешности расходомеров используются установки УПР-4, УПР-6, КПА-Р1, КПА-РС1.

Топливомерно-расходомерные системы типа ТР, ТРВ, СТР2-2А также могут проверяться с помощью указанной контрольно-проверочной аппаратуры, однако последние модификации СТР типа СТР6, СТР7 имеют встроенный контроль и проверяются в основном на борту самолета.

Порядок проведения всех видов проверок топливомеров, расходомеров и топливомерно-расходомерных систем изложен в технологических картах видов подготовок и технологических картах выполнения регламентных работ для конкретных типов летательных аппаратов.

## 5. СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Осовский, В.П. Комплексы авиационного оборудования / В.П. Осовский. – Москва: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2004. – 240 с.
2. Лебедев, А.А. Системы электронной автоматики, приборное и высотное оборудование ЛА / А.А. Лебедев. – Москва: Воениздат, 1978. – 312 с.
3. Лебедев, А.А. Автоматическое и электрическое оборудование летательных аппаратов / А.А. Лебедев. – Москва: Воениздат, 1979. – 350 с.
4. Михайлов, О.И. Авиационные приборы / О.И. Михайлов. – Москва: Машиностр. 1997. – 410 с.
5. Доброленский, Ю.П. Авиационное оборудование / Ю.П. Доброленский. – Москва: Воениздат, 1989. – 248 с.
6. Дорофеев, С.С. Авиационные приборы / С.С. Дорофеев. – Москва: Воениздат, 1992. – 496 с.
7. Красовский, В.С. Основы конструкции и эксплуатации приборного оборудования самолетов и вертолетов / В.С. Красовский. – Москва: Воениздат, 1994. – 232 с.
8. Бодунов, Н.К. Основы авиационной автоматики / Н.К. Бодунов, В.С. Аскерко, Н.Я. Смольников. – Москва: Воениздат, 1972. – 388 с.
9. Волков, В.С. Основы электротехники и авиационной автоматики / В.С. Волков, Ю.Д. Артеменко, В.К. Бирюков [и др.]. – Москва: Воениздат, 1984. – 335 с.