МИНОБРНАУКИ РОССИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

Авиационные приборы

Электронный учебно-методический комплекс по дисциплине

САМАРА

2012

УДК 629.7.05

А 202

Авторы-составители: **Прилепский Василий Андреевич,**
Яковенко Николай Александрович

Рецензенты: Заместитель Генерального конструктора УФКБ им. Туполева д-р. техн. наук, Г. И. Коротнев;
заведующий кафедрой электротехники д-р техн. наук, профессор В. М. Гречишников

Редакторская обработка В. А. Прилепский;
Компьютерная верстка В. А. Прилепский, Н. А. Яковенко

Авиационные приборы [Электронный ресурс] : электрон. учеб.-метод. комплекс по дисциплине / Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т); авт.-сост. В. А. Прилепский, Н. А. Яковенко. - Электрон. текстовые и граф. дан. (396 Мбайт). - Самара, 2012. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Исполняемый файл в формате **exe**, запускаемый в среде Windows.

В состав электронного учебно-методического комплекса входят:

1. Учебное пособие.
2. Лабораторные работы.
3. Практические занятия.
4. Тесты для контроля знаний.

Электронный учебно-методический комплекс по дисциплине «Авиационные приборы» предназначен для бакалавров высших учебных заведений, обучающихся по направлению подготовки 162500.62 «Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов», изучающих дисциплину в 4-м и 5-м семестрах.

Разработано на кафедре эксплуатации авиационной техники факультета ИВТ СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2012

1 УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ 7

1 НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ 7

1.1 Назначение и классификация авиационных приборов 7

1.2 Условия эксплуатации авиационных приборов 8

1.3 Методы измерения параметров в авиации. 10

1.3 Основные пилотажно-навигационные параметры 11

1.4 Измерительные преобразователи, виды, классификация 16

1.5 Типовые измерительные схемы 19

1.6 Основные характеристики авиационных приборов 30

1.5 Погрешности авиационных приборов 33

1.7 Установившиеся отклонение подвижной части 37

1.6 Неустановившееся отклонение подвижной части 39

1.8 Статические характеристики приборов 42

1.9 Особенности информационных каналов 43

2 МЕХАНИЧЕСКИЕ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ **47**

2.1 Манометры 47

2.1.1 Деформационные манометры, погрешности и способы их компенсации 50

Различают биметаллические компенсаторы *1* и *2*-го рода. **50**

Компенсатор 1-го рода компенсирует только аддитивную температурную погрешность. **51**

2.1.2 Электромеханические манометры 51

2.1.3 Частотные преобразователи давления 53

2.2 Авиационные термометры 54

2.2.1 Понятие температуры 54

2.2.2 Способы измерения температуры 56

2.2.3 Электрические термометры сопротивления 58

2.2.4 Термоэлектрические термометры 60

2.2.5 Погрешности термометров 62

2.2.6 Биметаллические термометры 63

2.3 Авиационные измерители частоты вращения и вибрации. 64

2.3.1 Магнитоиндукционные тахометры 64

2.3.2 Погрешности магнитоиндукционных тахометров 67

2.3.3 Тахогенераторы постоянного и переменного тока 68

2.3.4 Измерители вибрации 68

2.3.5 Погрешности измерителей вибрации 72

2.3.6 Указатели заданного положения 72

2.4 Измерители высотно-скоростных параметров. Общая теория 73

2.4.1 Приёмники воздушных давлений 74

2.4.2 Методы определения высоты 76

2.4.3 Механические барометрические высотомеры 77

2.4.4 Электромеханические высотомеры 82

2.4.5 Корректор – задатчик высоты типа КЗВ 88

2.4.6 Указатель высоты и перепада давления в герметической кабине 90
2.4.7 Погрешности авиационных барометрических высотомеров 92
2.4.8 Радиовысотомеры 93
2.4.9 Методы измерения скорости полета 97
2.4.10 Измерители индикаторной скорости 97
2.4.11 Измерители истинной воздушной скорости и числа Маха (М) 99
2.4.12 Комбинированный указатель скорости. 101
2.4.13 Измерители вертикальной скорости 103
2.4.14 Измерители углов атаки и скольжения 105
2.5 Измерители курса 106
2.5.1 Магнитные компасы 107
2.5.2 Погрешности магнитного компаса 109
2.5.3 Индукционный датчик 111
2.6 Топливомеры 114
2.6.1 Назначение и классификация 114
2.6.2 Методы измерения количества топлива 115
2.6.3 Поплавковый электромеханический топливомер 116
2.6.4 Поплавковый электромеханический топливомер с герконами 118
2.6.5 Электроёмкостные топливомеры 118
2.7 Датчики измерения расхода топлива 123
2.7.1 Методы измерения расхода топлива 124
2.7.1 Турбинный преобразователь расхода топлива 125
2.7.2 Принцип действия и конструкция 127
2.7.3.Скоростные расходомеры мгновенного расхода. 129
2.7.4 Погрешности скоростных расходомеров. 130
3 ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ 132
3.1 Основы прикладной теории гироскопа 132
3.2 Элементы гироскопических приборов и систем 135
3.3 Корректирующие устройства 139
3.4 Кинематическая схема горизонтальной коррекции главной оси трехстепенного гироскопа 140
3.5 Кинематическая схема коррекции по направлению вертикали места 141
3.6 Индукционный датчик 141
3.7 Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана 143
3.8 Демпфирующие устройства 144
3.9 Устройства для съема результатов измерений 145
3.10 Арретирующие устройства 146
3.11 Демпфирующие гироскопы 147
3.12 Датчик угловой скорости (ДУС) 149
3.13 Выключатели коррекции 150
3.14 Лазерные гироскопы 152
4 ЦИФРОАНАЛОГОВЫЕ ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ 155
4.1 Виды представления пилотажной и навигационной информации 155
4.2 Индикатор температуры жидкокристаллический 158

4.3 Индикатор частоты вращения (оборотов) 162
4.3 Индикатор крутящего момента и рычага топлива 164
4.4 Индикатор положения механизации крыла 165
4.5. Индикатор унифицированный профильный 171
4.6 Индикатор цифровой температуры воздуха 173
4.7 Индикатор цифровой расхода воздуха 175
5 ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ 179
5.1 Указатель пространственного положения 179
5.2 Авиагоризонт АГР – 74 180
5.3 Авиагоризонт АГК - 77 186
5.4 Плановый навигационный прибор 188
5.5 Приборы навигационные плановые типа ПНП-72 189
5.3 Указатель воздушной скорости. 195
5.4. Вариометр 196
5.5 Высотомер 196
5.6 Компоновка индикаторов на приборных досках летчиков 197
5.6.1 Общие требования 197
5.6.2 Виды компоновок индикаторов на приборных досках российских и зарубежных самолетах 200
СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ 204
2 ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАНЯТИЯ 205
3 КОНТРОЛЬНОЕ ТЕСТИРОВАНИЕ 232

ВВЕДЕНИЕ

Непрерывный процесс совершенствования авиационного оборудования воздушных судов (ВС), диктуемый современными требованиями безопасности полетов, значительно усложняет задачи, решаемыми современными авиационными приборами (АП). Приборное оборудование является важной составной частью бортового авиационного оборудования ВС, которое выполняет задачу получения информации о параметрах, характеризующих пространственное положение и движение ВС в полете, работу авиационных двигателей, систем жизнеобеспечения, предупреждения об опасных режимах полета, сигнализации об отказах и других систем. Эта информация используется для ручного или автоматического управления полетом, для контроля режимов работы силовых установок (СУ), для выполнения задач полета и обеспечения его безопасности.

В современных бортовых приборах все больше информации выносится на общий индикатор. Комбинированный (многофункциональный) индикатор дает возможность пилоту одним взглядом охватывать все объединенные в нем индикаторы. Интегрированные цифровые системы управления полетом и многофункциональные индикаторы дают пилоту лучшее представление о пространственном положении и местоположении самолета, чем это было возможно ранее. Новый тип комбинированной индикации — проекционный — дает возможность проецировать показания приборов на лобовое стекло самолета, тем самым совмещая их с панорамой внешнего вида. Такая система индикации применяется не только на военных, но и на некоторых гражданских самолетах.

Авиационные приборы включают различные группы приборов, важнейшими из которых являются пилотажно-навигационные, а также приборы контроля работы силовой установки и других систем самолета. Пилотажно-навигационные приборы, в свою очередь, включают в себя аэрометрические приборы, пилотажные гироскопические приборы, навигационные устройства и системы. В процессе своего развития и совершенствования курсовые и навигационные системы выделились в отдельный класс авиационных приборов и измерительных систем. Показания аэрометрических, пилотажных гироскопических приборов, приборов контроля работы силовых установок непосредственно влияют на безопасность полетов. К ним предъявляются особые требования по надежности выдачи информации в аварийных условиях. Поэтому при создании и совершенствовании этой группы приборов стремятся сделать так, чтобы они сохранили свою самостоятельность и автономность, т. е. чтобы работа каждого из этих приборов не зависела от работы других приборов и систем или чтобы эта зависимость, по крайней мере, была минимальной.

С развитием авиации, ростом числа и сложности задач, выполняемых при пилотировании ВС, существенно повысились требования к информационному обеспечению полета. Эксплуатационные характеристики современного ВС определяются не только техническим уровнем его планера и двигательной установки, но и в большой степени совершенством бортового оборудования самолета, его приборного комплекса. Это оборудование должно обеспечивать высокоточную четырехмерную навигацию, посадку ВС в сложных метеоусловиях, всесторонний контроль, диагностику и локализацию отказов бортовой аппаратуры, информационную разгрузку экипажа.

1 УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

1 НАЗНАЧЕНИЕ, СОСТАВ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

1.1 Назначение и классификация авиационных приборов

Авиационные приборы служат для контроля параметров полета, работы силовых установок, различных бортовых систем и агрегатов, а также состояния окружающей атмосферы. В соответствии с этим назначением выделяют следующие группы авиационных приборов:

- пилотажно-навигационные приборы;
- приборы контроля работы силовой установки;
- приборы контроля работы отдельных бортовых систем и агрегатов;
- приборы контроля параметров окружающей атмосферы.

Пилотажно-навигационные приборы измеряют параметры движения центра масс летательного аппарата (координаты местонахождения, высоту, скорость, линейные ускорения), углы пространственной ориентации летательного аппарата относительно земли (углы курса, крена, тангажа) и относительно набегающего воздушного потока (углы атаки, скольжения). К пилотажно-навигационным приборам относятся аэрометрические приборы (высотомеры, указатели скорости и числа маха, вариометры), измерители углов атаки и скольжения, пилотажные гироскопические приборы (авиагоризонты, гировертикали, гирополукомпасы), курсовые и различные навигационные приборы, изучение которых предусматривает курс по данной специальности “Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов”. Совокупность пилотажно-навигационных приборов дает характеристику состояния самолета и необходимых воздействий на управляющие органы. На современных воздушных судах пилотажно-навигационные приборы, навигационные системы, бортовые вычислительные устройства и системы автоматического управления, как правило, объединяются в пилотажно-навигационный комплекс, представляющий собой большую информационно-управляющую систему.

Приборы контроля работы силовой установки измеряют частоту вращения вала авиадвигателя, температуру газа и масла, давление топлива, масла и газов, запас и расход топлива, вибрацию и другие параметры. К этой группе приборов относятся тахометры, манометры, термометры, топливомеры, расходомеры, измерители вибрации и другие приборы.

Параметрами, характеризующими работу различных бортовых систем и агрегатов, являются: температура, давление и расход жидкостей и газов, положение различных органов управления летательного аппарата и др. Эти параметры измеряются манометрами, термометрами, указателями расхода воздуха, высоты и перепада давления в гермокабинах, положения закрылков, стабилизаторов и другими приборами.

К параметрам окружающей атмосферы относятся температура, давление, влажность и скорость ветра. Измеряются эти параметры барометрами, термометрами, гигрометрами, плотномерами и измерителями скорости ветра. Кроме перечисленных приборов в последние годы на летательных аппаратах все большее распространение получают различные датчики, служащие для выработки измерительной информации в форме, удобной для ее преобразования и передачи, но не для непосредственного наблюдения, а для обработки системами пилотажно-навигационного комплекса.

1.2 Условия эксплуатации авиационных приборов

Авиационные приборы эксплуатируются в условиях воздействия климатических, механических и других факторов. Интенсивность воздействия таких факторов на приборы зависит от типа воздушного судна, его летно-технических характеристик и места установки авиационных приборов на ВС.

К климатическим факторам относятся прежде всего температура, давление и влажность воздуха. Температура окружающего воздуха может изменяться в пределах от +60 до —60° С, температура воздуха в не герметизируемых зонах летательного аппарата может достигать +100° С, а в зоне двигателя до +300° С. Изменение температуры влияет на линейные размеры деталей, упругость чувствительных элементов и пружин, электрическое сопротивление проводников и магнитное сопротивление магнитопроводов, состояние смазки трущихся деталей, состояние пластмасс изоляционных материалов. Для снижения вредного влияния температуры на авиационные приборы выбирают материалы с малыми температурными коэффициентами, применяют термостатирование и устройства температурной компенсации, используют специальные смазки и т. д.

Давление окружающего воздуха зависит от высоты полета, и снижение давления ухудшает отвод тепла от приборов, усиливает испарение смазки, уменьшает напряжение пробоя изоляции, ухудшает коммутацию, снижает работоспособность негерметичных приборов. Для предотвращения вредных последствий влияния пониженного атмосферного давления применяют изоляционные материалы повышенного качества, уменьшают количество контактных групп, улучшают герметичность приборов, трубопроводов и отсеков с оборудованием.

Относительная влажность воздуха может изменяться от 0 до 100% при высотных полетах и при полетах в нижних слоях атмосферы. Для авиационных приборов наиболее опасна повышенная влажность воздуха, которая ухудшает электрическую изоляцию деталей, изменяет диэлектрическую проницаемость материалов, ускоряет коррозию металлов, создает угрозу заклинивания подвижных частей приборов или закупорки трубопроводов при возможном замерзании влаги. Для уменьшения влияния повышенной влажности на авиационные приборы производят осушку воздуха в кабинах и отсеках, применяют нержавеющие материалы, лакокрасочные и гальванические покрытия, используют пластмассы с пониженным водопоглощением, применяют герметизацию и обогрев приборов.

К механическим факторам относятся ускорения, удары, вибрации и шумы. Воздействие механических факторов вызывает смещение положения равновесия подвижных частей приборов при наличии небаланса, увеличение зоны застоя в опорах,

нарушение прочности узлов крепления, обрывы проводов в местах пайки, ускоренный износ осей, опор и подшипников, снижение точности работы приборов. Для уменьшения влияния механических факторов на приборы используются индивидуальная амортизация приборных досок, тщательная балансировка подвижных частей приборов, прочные и твердые конструкционные материалы, специальная обработка деталей, обязательная проверка изготовленных приборов на воздействие механических факторов.

Итак, АП в процессе летной эксплуатации подвергаются значительным внешним воздействиям: изменению температуры от +60˚С до –60˚С; давления окружающей среды от 41 до 855 мм рт. ст.; механическим ударам с ускорением до 6 – 10 g при длительности удара до 20 мс с частотой до 80 ударов в минуту; вибрации до 2000 Гц, при этом вибрационная перегрузка, т.е. отношение максимального ускорения при вибрации к ускорению свободного падения в отдельных случаях достигает до 10; влажности до 100%, а также воздействию сетевых радиопомех, магнитных и электростатических полей, радиационного излучения, морского тумана, плесневых грибов, и т.д. Тяжелые условия эксплуатации АП накладывают особые требования к надежности и точности их функционирования.

При проектировании и эксплуатации ВС его тактико-технические параметры, приборы и информационные измерительные системы ориентируют на международную стандартную атмосферу (МСА), изображенную на рисунке 1.1.

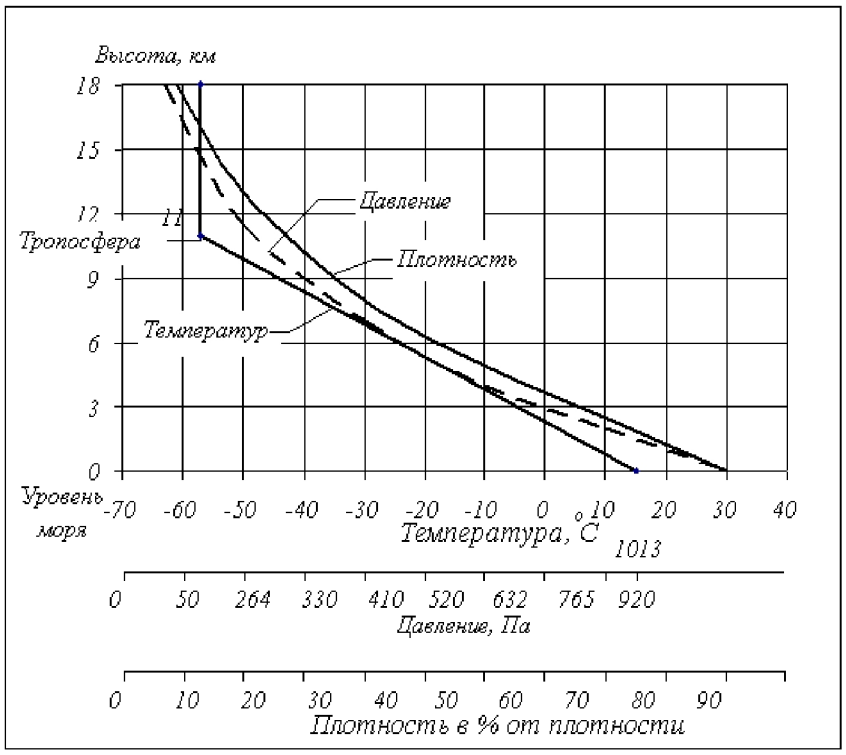


Рисунок 1.1 – Международная стандартная атмосфера

Разработка авиационных приборов осуществляется с учетом перечисленных эксплуатационных факторов и изготовленные приборы в соответствии с требованиями действующих стандартов подвергаются испытаниям на воздействие указанных эксплуатационных факторов.

1.3 Методы измерения параметров в авиации.

Первой основной задачей на начальной стадии проектирования (разработки) того или иного прибора авионики является вопрос выбора метода измерения подлежащего контролю параметра. В настоящее время для этих целей используются две основных группы методов.

1. Методы, при использовании которых измеряемая неэлектрическая величина преобразуется в соответствующее изменение параметров электрических цепей, питаемых внешним источником э.д.с. При этом сигналы, получаемые от измеряемого объекта, служат только для управления энергией постороннего источника, включенного в электрическую цепь. Так как в данном случае основным является изменение параметров электрических цепей под действием сигнала от измеряемого объекта, то эти методы и соответственно датчики, производящие измерения с использованием этого метода, называются параметрическими.

К параметрическим методам относятся методы, основанные на изменении сопротивления, емкости и индуктивности электрических цепей.

2. Методы, при использовании которых сигналы, получаемые от измеряемого объекта, непосредственно преобразуются в электрические сигналы. При этом желаемый эффект преобразования может быть получен без использования посторонних источников э.д.с. Здесь основным является непосредственное преобразование сигналов различных видов в электрические сигналы (генерирование электрической энергии), поэтому они и соответственно датчики, производящие измерения с использованием этого метода, называются генераторными.

К генераторным методам относятся электромагнитный, термоэлектрический, пьезоэлектрический и другие методы.

В авиации применяются следующие методы измерения физических параметров:

- методы сопротивления, использующие зависимость электрического сопротивления резисторов от различных неэлектрических величин (температуры окружающей среды, давления, от деформации, длины резистора и т.д.). Используется датчиками температуры;

- емкостной метод, в основу которого положена известная зависимость емкости от диэлектрической постоянной диэлектрика, расстояния между электродами и эффективной площадью электродов. Используется датчиками топливомера;

- индуктивный метод, в основу которого положено свойство катушки проводов изменять свое реактивное (индуктивное) сопротивление при изменении некоторых ее параметров, определяющих величину индуктивности, а именно – числа витков проводов катушки, величины и площади воздушного зазора, длины средней линии и площади сечения сердечника, магнитной проницаемости воздуха и материала сердечника. Используется датчиками давления и сигнализаторами топливомеров;

- магнитострикционный метод, основанный на использовании явлении магнитострикции – изменения формы и размеров тела при намагничивании;

- фотоэлектрический метод, где используются различные электрические эффекты, возникающие при освещении некоторых материалов световыми лучами;

- ионизационный метод, основанный на использовании явления протекания

электрического тока через ионизированный газ. Используется датчиками противопожарных систем;

- электрохимический метод, основанный на электрохимическом преобразовании неэлектрической величины в электрический сигнал;

- электромагнитный метод, основанный на прямом использовании закона электромагнитной индукции. Используется датчиками оборотов;

- термоэлектрический метод, основанный на явлении термоэлектричества, которое заключается в том, что в замкнутой цепи, состоящей из двух разнородных проводников, возникают токи, если спаи проводников имеют разные температуры. Используется датчиками температуры;

- пьезоэлектрический метод, основанный на использовании пьезоэлектрического эффекта и другие.

В зависимости от требований, которые предъявляются к характеристикам датчика относительно точности измерения параметра (величины погрешности измерения), диапазона измерения, его чувствительности, требований к конструкции датчика для использования в особых условиях эксплуатации, надежности, массе, объему и прочих важных параметрах производится выбор метода измерения параметра, необходимого для работы системы и соответственно датчика, в основе которого лежит данный метод измерения, удовлетворяющей всем техническим требованиям эксплуатации.

1.3 Основные пилотажно-навигационные параметры

Движение самолета в пространстве состоит из поступательного движения и углового движения. Поступательное движение самолета относительно заданной системы отсчета $O_0X_0Y_0Z_0$ определяется линейными координатами: H – высотой полета, L – пройденным расстоянием, Z – боковым отклонением.

Высоты различают как абсолютную *(Н)* – отсчитывается от уровня моря, относительную *(Нотн)* – отсчитывается от выбранного уровня (от места взлета или посадки) и истинную *(Нист)* – отсчитывается от места, где находится самолет в текущий момент времени.

На рисунке 1.2 изображена система координат $OX_ДY_ДZ_Д$, которая движется поступательно с центром масс самолета относительно системы отсчета $O_0X_0Y_0Z_0$.

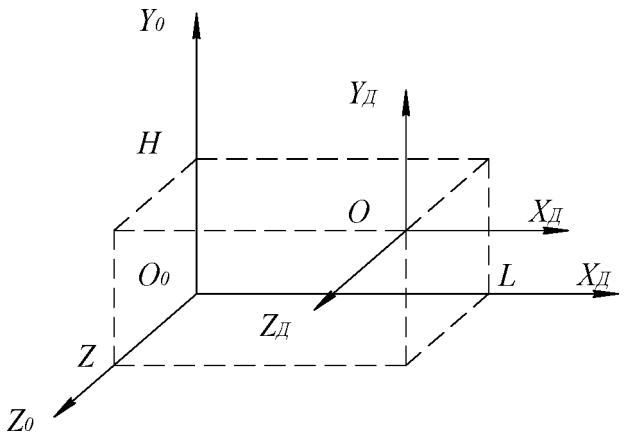


Рисунок 1.2 – Система координат поступательного движения самолета

Угловое положение самолета в пространстве определяется угловыми координатами $\Delta\psi$, υ, γ. При этом вводится связанная система координат $OXYZ$, в которой ось OX направлена по продольной оси самолета, OY – вертикально вверх, OZ – в сторону правого крыла (рисунок 1.3).

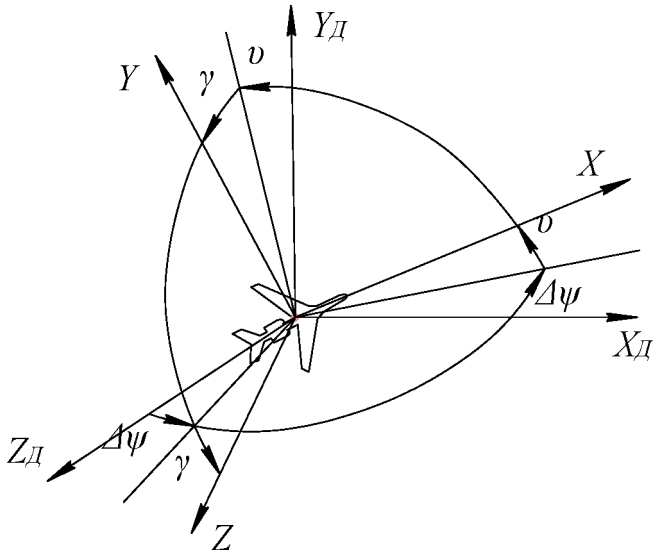


Рисунок 1.3 – Угловая система координат движения самолета

Обозначения: $\Delta\psi$, υ, γ – углы Эйлера.

угол $\Delta\psi$ – между осью $OX_Д$ и проекцией связанной оси OX на горизонтальную плоскость $XДOZ_Д$ называется углом рыскания.

угол υ – между осью OX и горизонтальной плоскостью называется углом тангажа.

угол γ – между плоскостью симметрии самолета XOY и вертикальной плоскостью, проходящей через связанную ось OX, называется углом крена.

Направление полета самолета относительно земной системы координат определяется курсом ψ самолета: это угол, отсчитывается по часовой стрелки между направлением меридиана и проекцией продольной оси самолета на плоскость горизонта (рисунок 1.4).

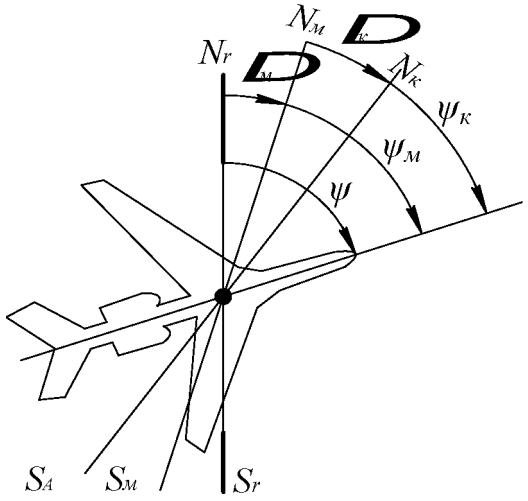


Рисунок 1.4 – Система координат направления полета самолета

ψ – истинный курс (географический);

ψ_M – магнитный курс (отличается от истинного на величину магнитного склонения Δ_M);

ψ_K – компасный курс (отличается от магнитного на величину магнитной девиации Δ_K).

Кроме линейных *(H, L, Z)* и угловых *($\Delta\psi$, υ, γ, ψ)* координат используется скоростная система координат *OXaYaZa* связанная с вектором *V* скорости движения самолета относительно воздушной среды, называемой истинной воздушной скоростью.

Ось *OXa* скоростной системы координат совпадает с направлением вектора V (рисунок 1.5).

Положение скоростной системы координат *OXaYaZa* по отношению к связанной *OXYZ*, определяется углами α и β.

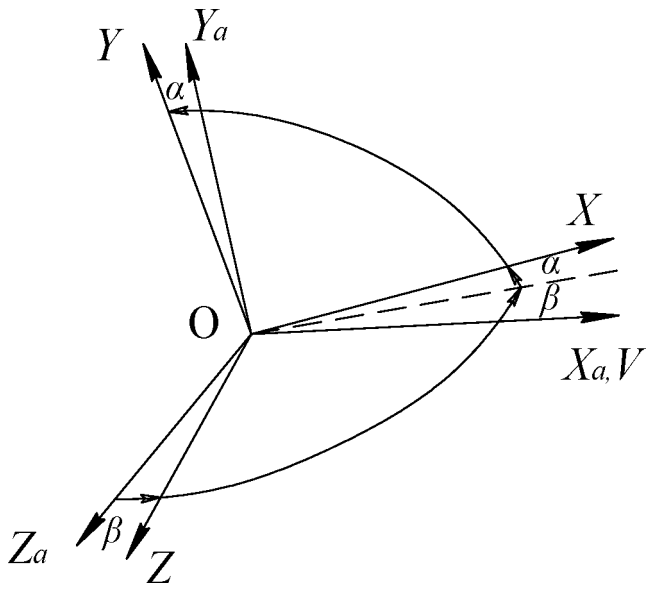


Рисунок 1.5 – Скоростная система координат движения самолета

Угол α между проекцией вектора истиной воздушной скорости на плоскость симметрии самолета *XOY* и связанной осью *OX* называется углом атаки.

Угол β между вектором истиной воздушной скорости и плоскостью симметрии самолета *XOY* называется углом скольжения.

Кроме того, используются такие скорости полета, как индикаторная (приборная), путевая и вертикальная. Индикаторная *Vи* – это истинная воздушная скорость, приведенная к нормальной плотности воздуха. Путевая *Vп* – это горизонтальная составляющая скорости самолета относительно земли. При наличии ветра путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра. Вертикальная скорость – это вертикальная составляющая скорости движения самолета относительно земли.

В ряде случаев для управления движением по траектории необходимо измерять производные линейных и угловых координат: угловые скорости и ускорения относительно связанных осей *(ωx, ωy, ωz, ώx, ώy, ώz).*

Режим работы двигателей характеризуется комплексом параметров, определяющих тягу Рт, удельный расход топлива *Gуд.т*, давление *Рпр* воздуха и газов и т.д.

Наименование измеряемых параметров, их обозначение и применяемые приборы для измерения сведем в таблицу и будем их применять в дальнейшем для изучения данного курса.

Таблица 1

Пилотажно–навигационные параметры		
Наименование параметра	Обозначение	Применяемый измеритель
Углы:		
- рыскания	$\Delta\psi$	Гирополукомпас, курсовая система
- тангажа	υ	Авиагоризонт, гировертикаль
- крена	γ	Авиагоризонт, гировертикаль
- курса	ψ, ψ_M, ψ_K, ψ_0	Гироиндукционный компас, курсовая система
Истинная воздушная скорость	V	Измеритель скорости, система воздушных сигналов
Индикаторная скорость	$Vи$	Измеритель скорости, система воздушных сигналов
Число Маха	M	Система воздушных сигналов
Путевая скорость	$Vп$	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
Высота полета	H, $Hист$, $Hотн$	Корректор задатчик высоты, система воздушных сигналов
Боковое отклонение	Z	Автоматическое навигационное устройство, навигационное вычислительное устройство
Пройденное расстояние	L	
Вертикальная скорость	$Vв$	Вариометр, дифференцирующее устройство
Угол атаки	α	Датчик угла атаки
скольжения	β	Датчик угла скольжения
Угловая скорость	ω	Датчик угловой скорости
Угловое ускорение	$\acute{\omega}$	Дифференцирующее устройство
Линейное ускорение	j	Датчик линейных ускорений

Угол сноса	βc	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
Перегрузка	n_n	Датчик перегрузок

Продолжение таблицы 1

Параметры режимов работы силовых установок		
Частота вращения	n	Измеритель частоты вращения (тахометр)
Температура в двигателе:		Термометры
- перед турбиной	T_3	
- за турбиной	T_4	
- масла	T_M	
- воздуха	T_B	
Давление в двигателе:		Манометры
- топлива	P_T	
- масла	P_M	
- за компрессором	P_K	
- в воздухозаборнике	P_{BP}	
Перепад давления на турбине	ε_T	Дифманометр
Расход топлива:		Расходомеры
- основного	G_T	
- форсажного	$G_Ф$	
Количество топлива в баках:		Топливомеры
- объемное	V_T	
- весовое	Q_T	
Крутящий момент	M_{KP}	Манометр
Тяга двигателя	P_T	Измеритель тяги
Амплитуда вибрации	a_B	Аппаратура для измерения параметров вибрации
Частота вибрации	f_B	
Параметры окружающей среды		
Параметры атмосферы:		
- плотность	ρ	Плотномеры
- относительная плотность	Δn	
- температура	T	Термометр

- давление	P	Манометр (барометр)
- влажность	χ	Гигрометр
- скорость ветра	W	Измеритель скорости

1.4 Измерительные преобразователи, виды, классификация

Воздушное судно является автономным объектом и для обеспечения его жизнеспособности необходимо воспринимать и преобразовывать различные физические величины, характеризующие его состояние как объекта управления - механические, тепловые, химические, оптические и другие величины, которые называются неэлектрическими.

Существует много способов измерения неэлектрических величин, различающихся по виду энергии сигнала измерительной информации.

Наиболее широко распространенный способ измерения - электрический. Он имеет ряд достоинств, а именно: точность, удобство в эксплуатации измерительных приборов, легкость в исполнении (проектировании, производстве), развитый математический аппарат, компактность измерительных приборов, единые средства обмена с вычислительной техникой. Измерительный преобразователь обеспечивает преобразование некоторой входной величины *x(t)* в выходную величину *y(t)* другого вида, более удобную для дальнейшего использования и обработки.

Измерительный прибор предназначен для преобразования измерительного сигнала *x(t)* в выходной сигнал *y(t):*

$$y(t) = F[x(t)]$$

где *x(t)* и *y(t)* — векторные величины; *F(x)* - требуемая функция преобразования. При этом функция *F(x)* осуществляет все необходимые математические операции, включая интегрирующие, дифференцирующие и др.

Измерительный преобразователь *(ИП)* - датчик, предназначен для преобразования неэлектрической величины в электрическую. Как правило, в своем составе он имеет первичный преобразователь *(ПП)* или чувствительный элемент *(ЧЭ)* и измерительную схему.

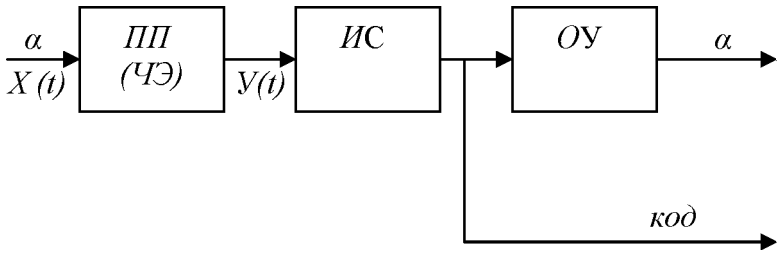


Рисунок 1.6 - Структура устройства для измерения неэлектрических величин

Упрощенная структурная схема измерительного устройства (прибора) приведена на рисунке 1.6, где:

ПП - первичный измерительный преобразователь;

ИС - измерительная схема;

ОУ - отчетное устройство.

Размещенный непосредственно на объекте *ПП* преобразует неэлектрическую величину *X* в электрическую величину *У*.

К первичным преобразователям *(ПП)* предъявляют требования воспроизводимости и однозначности характеристики преобразования *У = F(X)*, стабильности во времени характеристики преобразователя, минимального обратного действия преобразователя на исследуемый объект, точности, быстродействия и т.д.

Первичные измерительные преобразователи очень разнообразны по принципу действия, устройству, виду энергии входного сигнала, метрологическим и эксплуатационным характеристикам.

Параметрические *ПП* для которых характерно то, что сигналы, получаемые от измеряемого объекта, служат только для управления энергией постороннего источника, включенного в электрическую цепь. В данном случае основным выходным сигналом является изменение параметров электрических цепей - сопротивления, емкости, индуктивности под действием сигнала от измеряемого объекта.

Генераторные *ПП* характеризуются тем, что сигналы, получаемые от измеряемого объекта, непосредственно преобразуются в электрические сигналы. При этом желаемый эффект преобразования может быть получен без использования посторонних источников энергии, принцип работы которых заключается в непосредственном преобразовании измеряемых сигналов различных видов физической природы в электрические сигналы (генерирование электрической энергии).

На вход первичного преобразователя кроме входной величины *X* действуют и другие параметры объекта и окружающей среды. В этих условиях первичный преобразователь должен избирательно реагировать только на значение входной величины и не реагировать на влияние всех остальных факторов. Задача подавления чувствительности первичного преобразователя к влияющим величинам относится к важным вопросам, решаемым конструктивными и схемными методами.

Поэтому в реальных приборах функция преобразования зависит не только от сигнала *x(t)*, но также от возмущения $\xi(t)$ на сигнал *x(t)*, от помех $\eta(t)$, действующих на параметры прибора *q*, от погрешностей Δq возникающих вследствие неточностей изготовления прибора, и от помех *v*, возникающих в самом приборе (моменты трения, паразитные ЭДС.).

$$y(t) = F[x, \xi, q(\eta), \nu] \quad (1.1),$$

где ξ, η, $q(\eta)$, Δq, ν - векторные значения сигналов, вносящие погрешности.

Измеряемыми величинами, на основе которых формируется полезный сигнал *x(t)*, являются параметры первичной информации, такие, как давление, температура, расход топлива, расстояние, скорости, ускорения, вибрации и т. д. К числу вредных возмущений относятся перегрузки, вибрации, электрические и магнитные поля, неконтролируемые вариации окружающей среды и др. Все эти возмущения вносят погрешности в показания прибора.

Прибор должен воспроизводить измеряемые величины с допустимыми погрешностями и преобразовывать их в соответствии с техническими требованиями: получение на выходе прибора величин, пропорциональных входным величинам; формирование заданных функций от входных величин (квадратичная, логарифмическая шкалы и др.); получение производных и интегралов от входных величин; формирование на выходе слуховых и зрительных образов, отображающих свойства входной информации; формирование управляющих сигналов, используемых для управления и контроля; запоминание и регистрация выходных сигналов.

При передаче информации от контролируемого объекта к указателю прибора сигналы претерпевают ряд изменений по уровню и спектру и преобразуются из одного вида энергии в другой.

Первичный измерительный преобразователь (датчик) любой физической величины X представляет собой устройство, непосредственно воспринимающее эту величину и преобразующее ее к виду, удобному для использования в системах измерения автоматического регулирования и управления.

В общем случае *ПП* состоит из чувствительного (воспринимающего) элемента *ЧЭ*, передаточного *ПМ* и усилительного механизмов *У*, корректирующих устройств *КУ*, выходного преобразователя *ВП*. Функциональная схема типового *ПП* авионики *(ИУ)* представлена на рисунке 1.7.

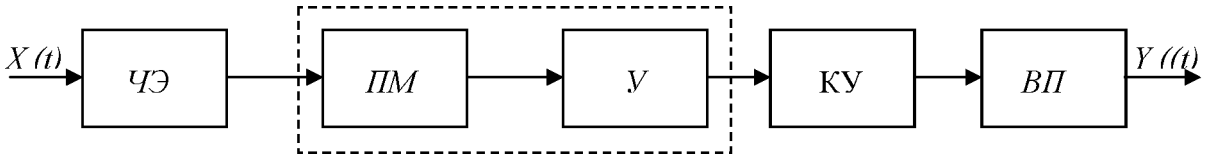


Рисунок 1.7 - Функциональная схема типового первичного преобразователя (датчика)

В конкретных случаях любые из элементов общей функциональной схемы датчика могут отсутствовать или один элемент может выполнять несколько функций. Часто роль датчика может выполнять элемент, являющийся выходным преобразователем на общей схеме (потенциометр, индуктивность, шунт амперметра ит.д.).

Чувствительный или воспринимающий элемент *ЧЭ* непосредственно воспринимает величину *X(t)* и осуществляет ее первичное функциональное преобразование (т.е. преобразование величины *X* в пропорциональное перемещение, в изменение величины электрического сопротивления, емкости, индуктивности, силы тока и т.д.).

Передаточный механизм *ПМ* и усилитель *У* (часто конструктивно объединены) обеспечивают соответственно передачу и усиление выходной величины чувствительного элемента выходному преобразователю *ВП* датчика.

Корректирующее устройство *КУ* осуществляет коррекцию результатов функционального преобразования чувствительного элемента с целью устранения методических погрешностей.

Выходной преобразователь *ВП* обеспечивает вторичное преобразование величины *X* к виду, удобному для ее непосредственного использования *Y (t).*

1.5 Типовые измерительные схемы

1. Последовательное включение преобразователя с измерительным прибором (рисунок 1.8).

Характеристический параметр:

$$П_{Пр} = R_{Пр} = R_0 K,$$

где $R_{Пр}$ – сопротивление пропорциональное перемещению щетки преобразователя;

R_0 – общее сопротивление преобразователя;

$K = \frac{R_{Пр}}{R_0}$ – относительное перемещение щетки.

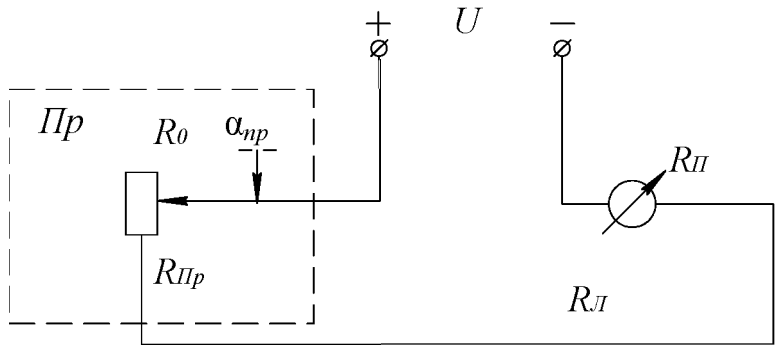


Рисунок 1.8 – Схема последовательного включения прибора

Ток протекающий по рамке прибора:

$$I = \frac{U}{R_{Пр} + R_Л + R_П}, \quad (1.2)$$

где $R_Л$ – сопротивление соединительных проводов;

$R_П$ – сопротивление измерительного прибора;

Угол отклонения ПЧ прибора равен:

$$\alpha_{ПЧ} = \frac{K_П}{C_1} \cdot I = \frac{K_П}{C_1} \cdot \frac{U}{R_{Пр} + R_Л + R_П}, \quad (1.3)$$

где $K_П$ – коэффициент, учитывающий конструктивные параметры прибора;

$C1$ – коэффициент жесткости пружины.

Таким образом, показания прибора зависят не только от изменения $R_{ПР}$, но и от $U_П$, $R_Л$, $R_П$.

Т.е. для уменьшения погрешности необходимо стабилизировать $U_П$ и $(R_Л + R_П) << R_{Пр}$.

2. Параллельное включение преобразователя *Пр* с измерительным прибором (рисунок 1.9).

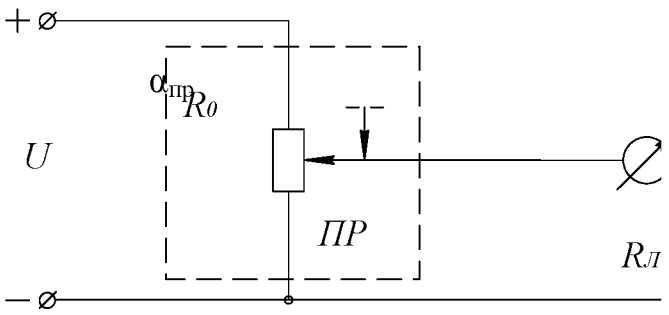


Рисунок 1.9 – Схема параллельного включения прибора

Эквивалентная схема (рисунок 1.10):

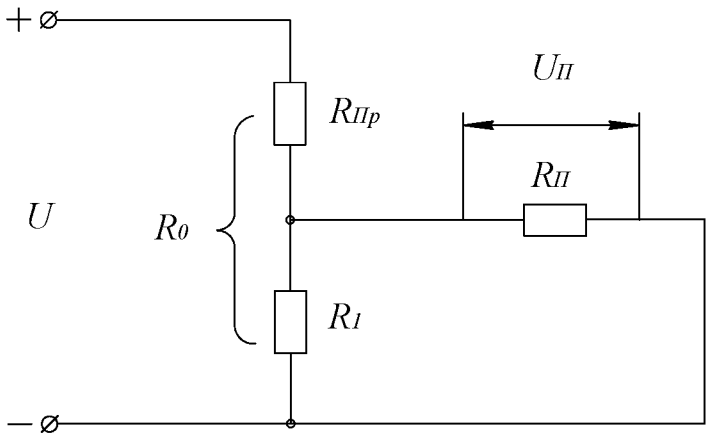


Рисунок 1.10 – Эквивалентная схема

$$R_I = R_0 - R_{Пр};$$

$$\frac{U}{U_П} = \frac{R_\Sigma}{R_{\Sigma_П}}; \quad U_П = U \cdot \frac{R_{\Sigma_П}}{R_\Sigma};$$

$$R_{э} = R_{Пр} + \frac{R_I \cdot R_П}{R_I + R_П} = \frac{R_{Пр}(R_I + R_П) + R_I \cdot R_П}{R_I + R_П};$$

$$R_{\Sigma_П} = \frac{R_I \cdot R_П}{R_I + R_П};$$

$$U_П = U \cdot \frac{R_I \cdot R_П}{R_I + R_П} \cdot \frac{R_I + R_П}{R_{Пр}(R_I + R_П) + R_I \cdot R_П}.$$

Подставив $R_1 = R_0 - R_{ПР}$, получим:

$$U_П = U\frac{R_0 \cdot R_П - R_{Пр} \cdot R_П}{R_{Пр} \cdot R_0 - R_{Пр}^2 + R_П \cdot R_{Пр} + R_0 \cdot R_П - R_П \cdot R_{Пр}};$$

Поделим на $R_П \cdot R_{Пр}$:

$$U_П = U\frac{\frac{R_0 - R_{Пр}}{R_{Пр}}}{\frac{R_0 - R_{Пр}}{R_П} + \frac{R_0}{R_{Пр}}} = U\frac{(R_0 - R_{Пр})R_П}{R_{Пр}(R_0 - R_{Пр}) + R_0 R_П} \qquad (1.4)$$

Ток, протекающий по прибору равен:

$$I = \frac{U_П}{R_П} = U \cdot \frac{R_0 \cdot R_{Пр}}{R_{Пр} \cdot \left(R_0 - R_{Пр}\right) + R_0 \cdot R_П}$$

Отклонение ПЧ равно:

$$\alpha_{ПЧ} = \frac{K_П}{C_1} \cdot I = \frac{K_П}{C_1} \cdot \frac{U \cdot (R_0 - R_{Пр})}{R_{Пр}(R_0 - R_{Пр}) + R_0 \cdot R_П}, \qquad (1.5)$$

т.е. при $R_П \to 0$, ток $I = \frac{U}{R_{Пр}}$, а

$$\alpha_{ПЧ} = \frac{K_П}{C_1} \cdot \frac{U}{R_{Пр}} \qquad (1.6)$$

Чувствительность очень хорошая и зависит от $R_{Пр}$.

При $R_П >> R_0$, $\alpha_{ПЧ} = \frac{K_П}{C_1} = \frac{U}{R_П}$ – слабо чувствительная измерительная схема преобразователя с прибором.

3. Схема делителя напряжения с включением логометра (рисунок 1.11).

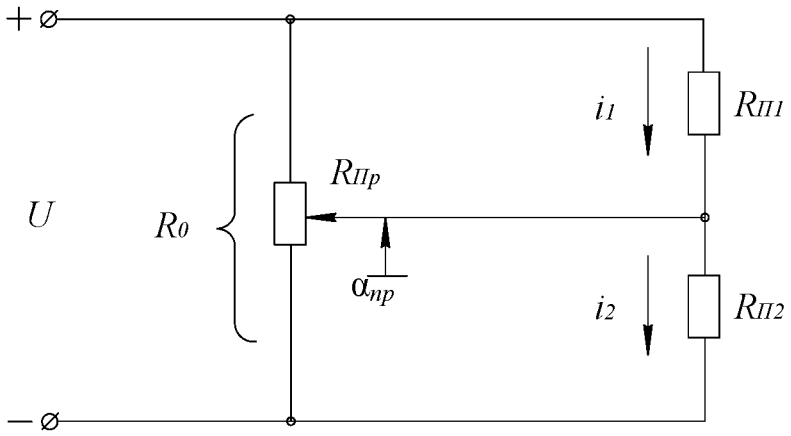


Рисунок 1. 11 – Схема делителя напряжения с включением логометра

Делитель образуется сопротивлениями $R_{Пр}$ и $R_0 - R_{Пр}$, напряжение с которого подается на катушки логометра, обладающие сопротивлениями $R_{П1}$ и $R_{П2}$. Показания логометра пропорциональны отношению токов в катушках. Полагаем, что

$R_{П1} = R_{П2} = R_П$, получим:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\dfrac{R_{Пр} \cdot R_П}{R_{Пр} + R_П}}{\dfrac{(R_0 - R_{Пр}) \cdot R_П}{(R_0 - R_{Пр}) + R_П}} = \frac{R_{Пр}}{R_0 - R_{Пр}} \cdot \frac{(R_0 - R_{Пр}) + R_П}{R_{Пр} + R_П} \qquad (1.7)$$

$$K = \frac{R_{Пр}}{R_0}$$

Поделим все выражение на $R0$, и подставляя значения , получим:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\dfrac{R_{Пр}}{R_0}}{\left(\dfrac{R_0}{R_0} - \dfrac{R_{Пр}}{R_0}\right)} \cdot \frac{\left(\dfrac{R_0}{R_0} - \dfrac{R_{Пр}}{R_0}\right) + \dfrac{R_П}{R_0}}{\left(\dfrac{R_{Пр}}{R_0} + \dfrac{R_П}{R_0}\right)} = \frac{K\left[(1-K) + \dfrac{R_П}{R_0}\right]}{(1-K) \cdot \left(K + \dfrac{R_П}{R_0}\right)}$$

$$\frac{R_П}{R_0}$$

Поделив последнее выражение на , получим:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{K\left[\dfrac{R_0}{R_П}(1-K) + 1\right]}{(1-K)\left(\dfrac{R_0}{R_П} \cdot K + 1\right)} \qquad (1.8)$$

Для получения большой чувствительности схемы берут $R_П >> R_0$, тогда

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{K}{1-K} \qquad (1.9)$$

4. Схема делителя тока с включением логометра (рисунок 1.12).

Отношение токов в катушках логометра обратно пропорционально отношению сопротивления этих цепей:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\left(R_0 - R_{Пр}\right) + R_П}{R_{Пр} + R_П} = \frac{R_0 \cdot \left(1-K\right) + R_П}{R_{Пр} + R_П} \qquad (1.10)$$

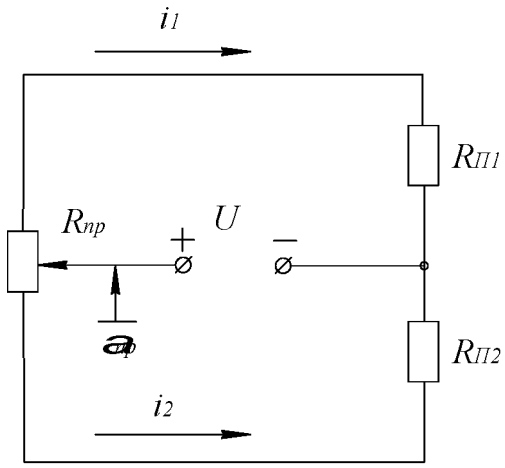


Рисунок 1.12 - Схема делителя тока с включением логометра

Для увеличения чувствительности следует выполнить условие $R_П < R_0$.

5. Мостовые схемы постоянного тока.

Применяются схемы неуравновешенных мостов (работа в режиме отклонения) и уравновешенных мостов (работа в режиме компенсации – нулевой метод измерения). Иногда применяют схему неуравновешенного моста с гальванометром (рисунок 1.13).

Сопротивление одного из плеч моста $(R_{ПР})$ изменяется пропорционально измеряемой величине.

Ток в диагонали моста равен: Отношение токов в катушках логометра обратно пропорционально отношению сопротивления этих цепей:

Для увеличения чувствительности следует выполнить условие $R_П < R_0$.

$$i_П = U \frac{R_1 R_{Пр} -}{R_П \left(R_1 + R_2\right)\left(R_3 + R_{Пр}\right) + R_1 R_2 \left(R_3 + R_{П} \right.} \qquad (1.11)$$

$$\frac{-R_2 R_3}{+R_3 R_{Пр} \left(R_1 + R\right.}$$

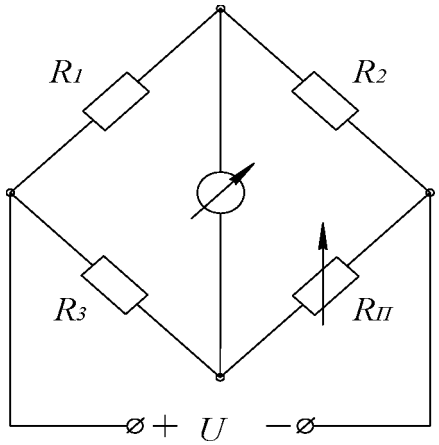


Рисунок 1.13 – Мостовая схема постоянного тока

При выполнении равенства $R_1 R_{Пр} = R_2 R_3$, ток в диагонали моста равен нулю. При изменении $R_{Пр}$ ток $i_П$ изменяется пропорционально $R_{Пр}$.

При изменении напряжения U пропорционально изменяется ток в диагонали моста, что часто используется для складывания или вычитания двух зависимых величин, например, при компенсации погрешностей возникающих от изменения температуры, плотности, давления и т.п.

Чувствительность мостовых схем по току равна:

$$S_i = \frac{\Delta i_n}{\left(\frac{\Delta R_{Пр}}{R_{Пр}}\right)} = \frac{\Delta i_n}{\varepsilon} \qquad (1.12)$$

По напряжению:

$$S = \frac{\Delta i_n R_n}{\left(\frac{\Delta R_{Пр}}{R_{Пр}}\right)} = \frac{\Delta U_n}{\varepsilon} \qquad (1.13)$$

,

$$\varepsilon = \frac{\Delta R_{Пр}}{R_{Пр}}$$

где – относительное изменение сопротивления преобразователя.

Отклонение ПЧ гальванометра равно:

$$\alpha_{ПЧ} = C\sqrt{P_n}, \qquad (1.14)$$

где P_n – мощность, рассеиваемая в рамке.

P_{max} будет тогда, когда:

$$R_n = \frac{R_1 R_2}{R_1 + R_2} + \frac{R_3 R_{Пр}}{R_3 + R_{Пр}} \qquad (1.15)$$

В приборах часто применяется симметричные мосты, когда:

$$R_1=R_2, R_3=R_{Пр};$$

$$R_1=R_3, R_2=R_{Пр};$$

$$R_1=R_2=R_3=R_{Пр}.$$

На рисунке 1.14 представлена схема моста с логометром.

При изменении RПр изменяется сила тока лишь в рамке *R5*. В зависимости от отношения токов в рамках, угол отклонения ПЧ логометра равен:

$$\alpha_{ПЧ} = f\left(\frac{i_5}{i_6}\right) = f\left(\frac{i_5 + \Delta i_5}{i_6}\right), \qquad (1.16)$$

где i_5, i_6 – токи в рамках при начальном значении $R_{Пр}$;

Δi_5 – изменение тока, соответствующее изменению сопротивлению $\Delta R_{Пр}$.

В этой схеме показания логометра очень слабо зависят от изменения напряжения *U*.

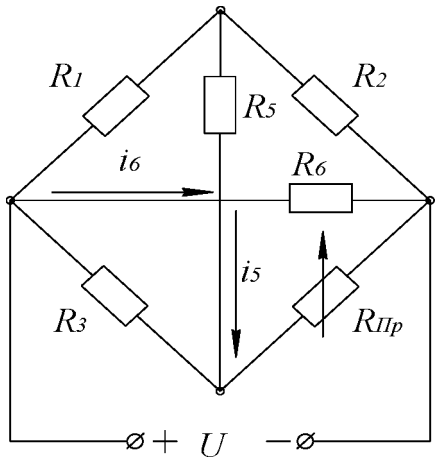


Рисунок 1.14 – Схема моста с логометром

Чтобы увеличить чувствительность моста применяют схему, в которой при изменении сопротивления $R_{Пр}$ изменяются токи в обеих рамках с разными знаками (рисунок 1.15).

При $R_5 = R_6$ и $R_1 = R_3$ имеем отношение токов протекающих через рамки логометра:

$$\frac{i_5}{i_6} = \frac{R_1R_5 - R_{Пр}R_7 + R_2\left(R_5 + R_7 + R_1\right)}{R_1R_6 - R_2R_7 + R_{Пр}\left(R_5 + R_7 + R_1\right)}. \qquad (1.17)$$

По этому отношению токов определяется угол отклонения *ПЧ* логометра.

Сопротивление $R_7 = R_{71} + R_{72}$ определяется из условия компенсации температурной погрешности.

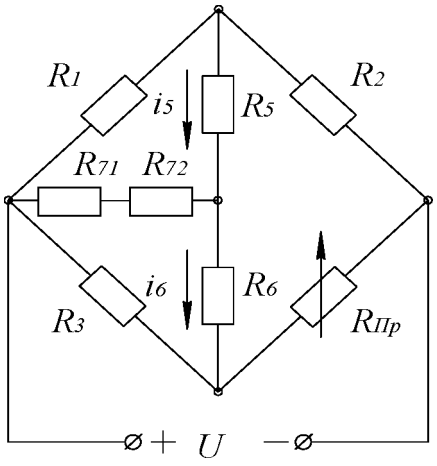


Рисунок 1.15– Схема моста со встречным включением обмоток логометра

Также для повышения чувствительности моста применяют схему двойного моста (рисунок 1.16):

Для уяснения работы такого моста будем считать условно, что одна из обмоток, например R_6, отсутствует. При условии равновесия моста $R_1 = R_3$ и $R_2 = R_{Пр}$ мост будет разбалансирован, т.к. $R_7 \neq 0$ (ток потечет по обмотке R_5), а при отсутствии R_5 в другую сторону ток потечет по обмотке R_6. При изменении $R_{Пр}$ ток в одной обмотке приблизится к минимальному, а в другой к максимальному значению. Таким образом достигается повышенная чувствительность моста.

Температурная компенсация осуществляется резисторами R_{12} и R_{72}, при этом R_{12} компенсирует изменение тока в обмотке R_6 из-за изменения t° окружающей среды, а сопротивление R_{72} – в обмотке R_5.

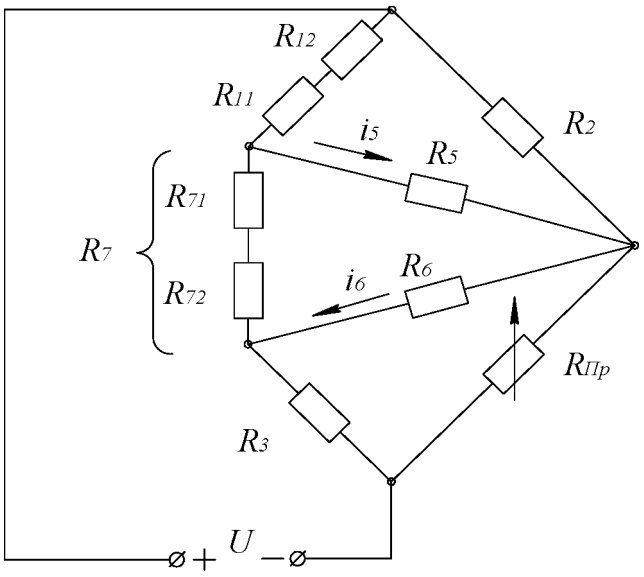


Рисунок 1.16 – Схема двойного моста

6. Измерительные схемы статического уравновешивания.

Измерительные цепи со статическим уравновешиванием выполняются в виде компенсационных схем с обратной связью (рисунок 1.17).

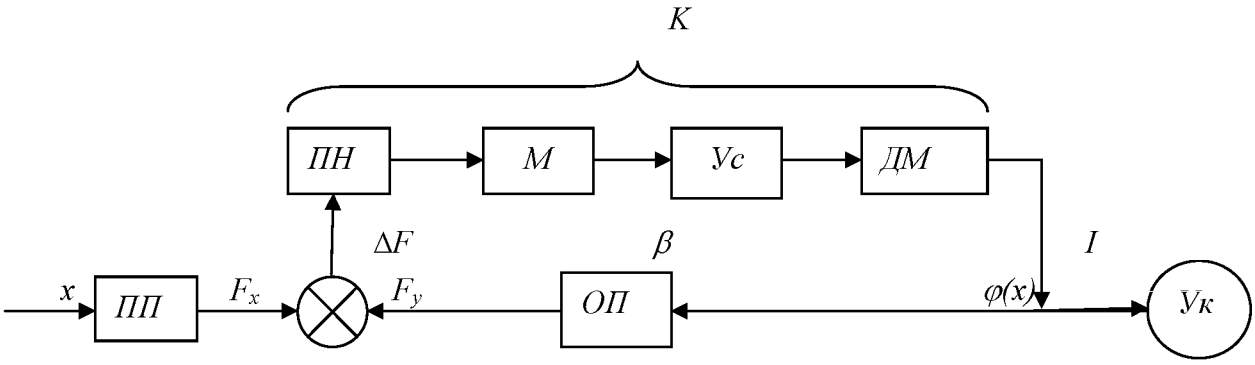


Рисунок 1.17 - Схема измерительной цепи статического уравновешивания

Измеряемая величина *x* преобразуется с помощью первичного преобразователя *ПП* в величину F_X, уравновешиваемую величиной F_Y, получаемой от обратного преобразователя *ОП*. Входной величиной обратного преобразователя является выходная величина *I*, формируемая в прямой цепи, состоящей из преобразователя неравновесия *ПН*, модулятора *М*, усилителя *Ус* и демодулятора *ДМ*. На вход преобразователя *ПН* поступает сигнал рассогласования $\Delta F=FX-FY$.

Измерительная цепь статического уравновешивания состоит из прямой цепи с преобразованием $\Delta F \rightarrow I$ и коэффициентом преобразования (передачи) *K* и цепи обратной связи с преобразованием $I \rightarrow \Delta F$ и коэффициентом преобразования (передачи) β.

Важной особенностью цепей уравновешивания является обратный преобразователь, который выполняет функцию преобразования выходной величины *I* в сигнал *FY*, однородный с сигналом *FX* (напряжение — напряжение, сила тока — сила тока, сила — сила, момент—момент).

6.1 Схема уравновешенного моста с линейной характеристикой представлена на рисунке 1.18.

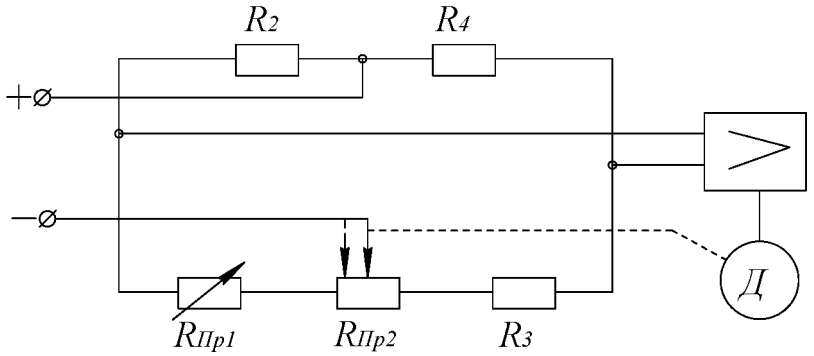


Рисунок 1.18 – Схема уравновешенного моста с линейной характеристикой

Режим компенсации достигается за счет перемещения щетки потенциометра для получения равновесия моста.

Уравнение равновесия при условии, что щетка $R_{Пр2}$ находится в крайнем левом положении, имеет вид:

$$R_{Пр1}R_4 = R_2\left(R_{Пр2} + R_3\right). \qquad (1.18)$$

Пусть $R_{Пр1}$ уменьшается при изменении измеряемой величины. Мост разбалансируется, и двигатель будет перемещать щетку $R_{Пр}$ до наступления равновесия.

$$\left(R_{Пр1} - \Delta R_{Пр1} + \Delta R_{Пр2}\right)R_4 = R_2\left(R_3 + R_{Пр2} - \Delta R_{Пр2}\right). \qquad (1.19)$$

Из уравнения (1.45) выразим R_3:

$$R_3 = \frac{R_{Пр1}R_4 - R_2R_{Пр2}}{R_2},$$

и, подставив в уравнение (1.46), получим:

$$-R_4\Delta R_{Пр1} + \Delta R_{Пр2}R_4 = -R_2\Delta R_{Пр2},$$

откуда:

$$\Delta R_{Пр2} = \Delta R_{Пр1}\frac{R_4}{R_4 + R_2}, \qquad (1.20)$$

т.е. перемещение щетки линейно зависит от изменения сопротивления измерительного плеча моста.

6.2 Схема уравновешенного моста с нелинейной характеристикой (рисунок 1.19).

Уравнение равновесия имеет вид:

$$R_{Пр1}\left(R_3 + R_{Пр2}\right) = R_1R_4. \qquad (1.21)$$

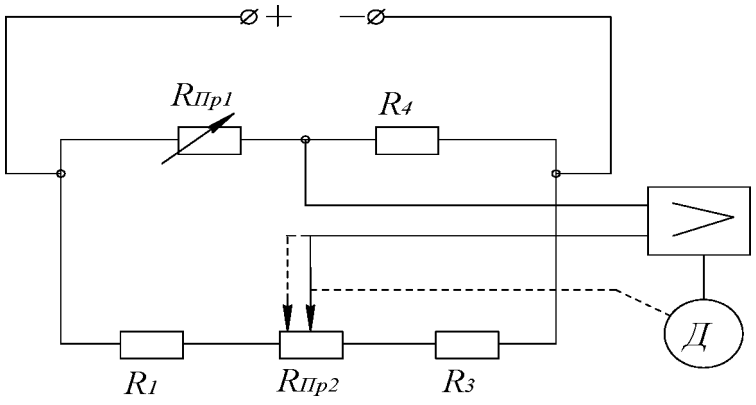


Рисунок 1.19 – Схема уравновешенного моста с нелинейной характеристикой

При изменении $R_{Пр1}$ и $R_{Пр2}$:

$$\left(R_{Пр1}+\Delta R_{Пр1}\right)\left(R_3+R_{Пр2}-\Delta R_{Пр2}\right)=R_4\left(R_1+\Delta R_{Пр2}\right) \qquad (1.22)$$

Из уравнения (1.48) выразим R_1:

$$R_1=\frac{R_{Пр1}R_3+R_{Пр1}R_{Пр2}}{R_4}$$

и, подставив в уравнение (1.49), получим:

$$\Delta R_{Пр2}\left(R_{Пр1}+R_4+\Delta R_{ПР1}\right)=\Delta R_{Пр1}\left(R_3+R_{Пр2}\right),$$

откуда:

$$\Delta R_{Пр2}=\Delta R_{Пр1}\frac{R_3+R_{Пр2}}{R_4+R_{Пр1}+\Delta R_{Пр1}}. \qquad (1.23)$$

Зависимость $\Delta R_{Пр2}=f\left(\Delta R_{Пр1}\right)$ нелинейная.

7. Схема измерительной цепи развертывающего уравновешивания.

Структурная схема измерительной цепи развертывающего уравновешивания показана на рисунке 1.20. Эта схема отличается от предыдущих отсутствием замкнутого контура. Сигнал на вход обратного преобразователя *ОП* поступает от генератора *Гφ*, который задает программу изменения *φ(t)*. Сигнал рассогласования $\Delta F = F_x - F_y$ поступает на преобразователь неравновесия *ПН* и усилитель *Ус* и далее на формирователь *Ф*. В формирователе в момент равновесия образуется сигнал управления ключом *Кл*, который пропускает на выход значение *φX*, соответствующее моменту равновесия.

Измерительные цепи развертывающего уравновешивания имеют хорошее быстродействие. В этих цепях можно выбирать большое значение глубины уравновешивания $\beta_к$, не опасаясь возникновения неустойчивости. Измерения осуществляются в дискретные моменты времени, т. е. в моменты равновесия, поэтому если измеряемая величина меняется с большой скоростью, то могут возникнуть трудности в получении точных результатов измерения. В цифровых системах измерения, принцип развертывающего уравновешивания позволяет получить большое быстродействие, достаточное для измерения многих быстропротекающих процессов.

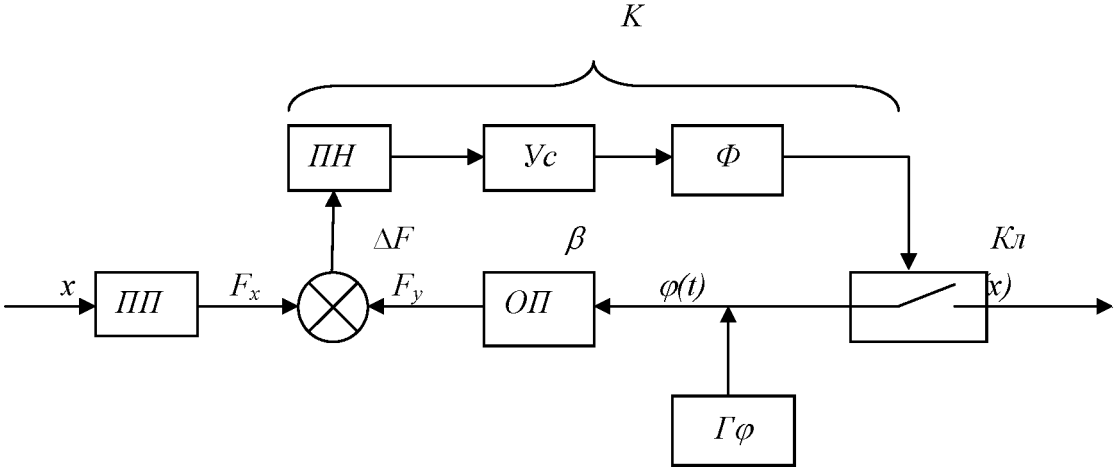


Рисунок 1.20 - Схема измерительной цепи развертывающего уравновешивания

8. Мостовая схема переменного тока.

Для переменного тока применяются схемы аналогичные мостовым схемам постоянного тока. В качестве примера рассмотрим неуравновешенный мост (рисунок 1.21).

Пологая, что $Z_1 = Z_2$, $Z_3 = Z_{Пр}$ и $\varepsilon = \frac{\Delta Z_{Пр}}{Z_{Пр}}$, получим:

$$i_n = \frac{U\varepsilon}{2\sqrt{\left(R_1 + R_{Пр} + 2R_П\right)^2 + \left(X_1 + X_{Пр} + 2X_П\right)^2}}, \quad (1.24)$$

где R – активное сопротивление.

X – реактивное сопротивление.

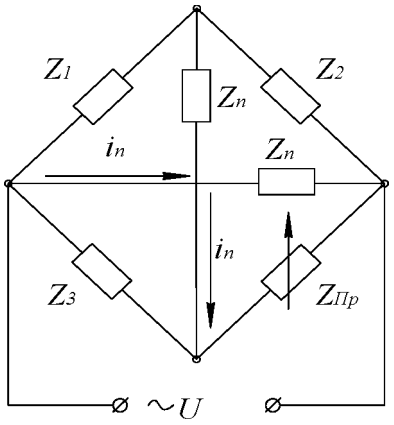


Рисунок 1.21 – Схема моста переменного тока

В уравновешенных мостах применяет схемы, у которых все элементы, симметрично расположенные по отношению к измерительной диагонали, являются активными или реактивными.

1.6 Основные характеристики авиационных приборов

Авиационные приборы и измерительные системы состоят из элементов, имеющих самое различное назначение, однако характерными из них являются функциональные элементы (*ФЭ*), определяющие их как средство измерения. Измерительные устройства могут состоять из следующих функциональных элементов:

- *ОУ* – отчетное устройство;
- *ПЧ* – подвижная часть;
- *ПМВ* – передаточно-множительный выпрямляющий механизм;
- *СХ* – измерительная схема;
- *Пр* – преобразователь измерительного устройства – датчика;

– *П* – приемник, часть измерительного устройства, не имеющая ПЧ;

– *Д* – двигатель.

Показание $A_{ОУ}$ т.е. значение измеряемой величины, определяемое по отчетному устройству, ведется по шкале и по отклонению указателя:

$$A_{ОУ} = ad_{ШК},\ d_{ШК} = \alpha_{ОУ} = f(A), \qquad (1(1.25)$$

где a – цена деления – разность значений величины, соответствующих двум соседним отметкам шкалы;

$d_{ШК}$ – отклонение указателя в делениях шкалы;

$\alpha_{ОУ}$ – отклонение указателя в единицах угловых (линейных) перемещений.

Зависимость $\alpha_{ОУ} = f(A),$ называется характеристикой шкалы.

Диапазон измерений – область значений измеряемой величины, для которой нормированы допускаемые погрешности.

Диапазон показаний – область значений шкалы, ограниченная начальным и конечным значениями шкалы.

Предел измерений – наибольшее или наименьшее значение диапазона измерений.

Для взаимозаменяемых *ОУ* должно быть совпадение диапазона показаний, цены деления и характеристики шкалы.

Подвижная часть – характеризуется созданием и взаимодействием двух моментов (сил) – движущего и противодействующего, при котором все детали измерительного механизма, участвующие в создании движущего и противодействующего моментов, обеспечивают получение зависимости отклонения *ПЧ* от измеряемой величины.

Движущий момент (сила) зависит от измеряемой величины, т.е.

$$\left.\begin{aligned} M_{ДВ} &= f_{Д}(A_{ПЧ}) \approx f(A) \\ \mathrm{P}_{ДВ} &= (A_{ПЧ}) \approx f(A) \end{aligned}\right\}. \qquad (1(1.26)$$

Зависимость $M_{ДВ} = f_{Д}(A)$ называется уравнением принципа действия прибора или датчика.

Противодействующий момент (сила) зависит от отклонения *ПЧ*, т.е.:

$$M = f_{M}(\alpha_{ПЧ});\ P = f_{P}(\alpha_{ПЧ}). \qquad (1(1.27)$$

В положении равновесия, соответствующего отсчету по шкале моменты равны:

$$M_{ДВ} = M, \text{ т.е. } f_{Д}(A) = f_{Д}(\alpha_{ПЧ}),$$

Отсюда $\alpha_{ПЧ} = f(A),$ (1.28)

определяет характеристический параметр *ПЧ*.

Передаточно – множительный выпрямляющий механизм передает движение от *ПЧ* к *ОУ* или преобразователю *Пр* и характеризуется передаточным отношением, определяемым коэффициентами K_1, K_2.

Для прибора отклонение равно:

$$\alpha_{ОУ} = K_1 K_2 \alpha_{ПЧ}. \qquad (1.29)$$

Для датчика отклонение равно:

$$\alpha_{ПР} = K_1 K_2 \alpha_{ПЧ}. \quad (1.30)$$

где K_1 – постоянный передаточный коэффициент;

K_2 – переменный передаточный коэффициент, который может изменяться при регулировки и подгонки *ПМВ* механизма.

В приборах, в которых перемещение *ПЧ* достаточно для осуществления отсчета *ПМВ* может не быть.

Измерительная схема охватывает все звенья электрической схемы, которые участвуют в воспроизведении сигнала, связанного с измеряемой величиной и дающею величину $A_{ПЧ}$, необходимую для создания движущего момента.

Выходной параметр схемы $П_{СХ}$ является величиной, определяющей перемещение *ПЧ*

$$П_{СХ} = A_{ПЧ} = f_{СХ}(A).$$

В общем случае

$$П_{СХ} = f(П_{П}, П_{Пр}) = f(A_1, A_2, ...), \quad ((1.31)$$

где $П_{Пр}$, $П_{П}$ – выходные параметры *ФЭ* преобразователя и приемника;

A_1, $A_{2...}$ – физические величины, влияющие на результат измерения.

Преобразователь измерительного устройства (датчика), содержит все элементы, участвующие в преобразовании перемещения подвижной детали *ПЧ* в сигнал, пригодный для дистанционного измерения или управления (потенциометр и щетка, катушка индуктивности и сердечник и т.д.). В общем случае выходной параметр преобразователя равен:

$$П_{ПР} = K_{ПР} \alpha_{ПР} = f(\alpha_{ПЧ}) = f(A_P), \quad (1.32)$$

где $K_{ПР}$ – постоянный коэффициент, определяющий конструктивные особенности преобразователя в зависимости от типа;

$\alpha_{ПР}$ – перемещение подвижной детали преобразователя, связанное с входным параметром A_P.

Приемник – это часть измерительного устройства, не имеющая *ПЧ*, в котором происходит преобразование одного вида энергии в другой. Приемник характеризуется выходным параметром:

$$П_{П} = f_{П}(A). \quad (1.33)$$

Приемники делятся на две группы:

1. Параметрические приемники, в которых измеряемая величина вызывает изменение свойств или электрических параметров, для измерения которых требуется источник тока (терморезисторы, фоторезисторы, тензорезисторы).

2. Генераторные приемники, в которых измеряемая величина создает ЭДС (термопары, фотоэлементы, пьезоэлементы), к этой же группе относятся приемники механического принципа действия, в которых происходит преобразование одного параметра в другой (например, вращения в перемещение).

Двигатель – типовой, но в измерительных системах работает в схемах с обратными связями. При изменении измеряемой величины от значения A_i до A_{i+1}, появляется разность $A_{i+1} - A_i$, которая посредством других функциональных элементов *ФЭ*, воспроизводится в виде сигнала управления, подаваемого на двигатель.

Ротор двигателя вращается и перемещает *ФЭ Пр*, при этом обороты двигателя носят зависимость:

$$n_Д = f(A_{i+1} - A_i) = f(A). \qquad (1.34)$$

1.5 Погрешности авиационных приборов

При измерении некоторой физической величины с помощью измерительного прибора (датчика), в общем определении измерительного устройства *(ИУ)* возникает погрешность измерения. Погрешность измерения складывается из методических, динамических и инструментальных погрешностей. Методические погрешности, свойственны приборам (датчикам), в основу которых положены косвенные методы измерения физической величины. Они будут рассмотрены при изучении конкретных типов этих устройств на практических занятиях.

Инструментальные погрешности приборов и датчиков можно представить в абсолютных или относительных величинах.

Погрешности приборов и датчиков можно классифицировать по размерности, по характеру связи между величиной погрешности и уровнем сигнала, по закономерности появления при многократных испытаниях и по условиям и причинам их появления.

В зависимости от размерности различают:

- абсолютные погрешности;
- относительные погрешности;
- приведенные относительные погрешности.

Абсолютные погрешности *ИУ* выражаются в единицах измеряемой величины x или в единицах выходного сигнала y.

Абсолютная погрешность *ИУ* в единицах измеряемой величины (приведенная к входу *ИУ*) равна разности между его показанием x и действительным значением измеряемой величины x_o:

$$\Delta x = x - x_o.$$

Абсолютная погрешность *ИУ* в единицах выходного сигнала (приведенная к выходу *ИУ*)

$$\Delta y = y - y_o,$$

где y – фактический выходной сигнал; y_o – идеальный выходной сигнал (значение выходного сигнала, отвечающее действительному значению измеряемой величины в соответствии с заданной характеристикой).

Рассматривая малое приращение сигнала Δy как дифференциал функции $y = f(x)$, можно получить приближенную связь между погрешностями Δx и Δy:

$$\Delta y = \frac{dy}{dx} \cdot \Delta x = S \cdot \Delta x \qquad (1.35)$$

где S – чувствительность *ИУ*.

Эта связь иллюстрируется графиком (рисунок 1.22), на котором сплошной линией изображена заданная (идеальная) характеристика *ИУ*, а пунктирной линией, соединяющей

ряд экспериментально снятых точек, фактическая (реальная) характеристика измерительного устройства *ИУ*.

Действительному значению измеряемой величины x_o на идеальной характеристике отвечает точка $A\ (x_o, y_o)$, а на реальной характеристике – точка $B\ (x_o, y)$. Отрезок $AB = y - y_o = \Delta y$ выражает абсолютную погрешность *ИУ* в единицах y.

Если точку B спроектировать параллельно оси x на идеальную характеристику, то получим точку $C\ (x, y)$. Отрезок $CB = x - x_o = \Delta x$ выражает абсолютную погрешность в единицах x.

Из треугольника АВС следует связь между Δx и Δy определяется зависимостью:

$$\frac{\Delta y}{\Delta x} = \frac{m_y}{m_x} tg\Theta = S, \qquad (1.36)$$

где m_x и m_y – масштабы графика по осям x и y; Θ – угол BCA.

Относительная погрешность *ИУ* равна отношению абсолютной погрешности Δx или Δy к текущему значению соответствующей величины x или y:

$$\eta_x = \frac{\Delta x}{x}; \quad \eta_y = \frac{\Delta y}{y}$$

Если характеристика прибора линейная и проходит через начало координат $(y = Sx)$, то

$$\frac{\Delta x}{x} = \frac{\Delta y}{y} = \eta$$

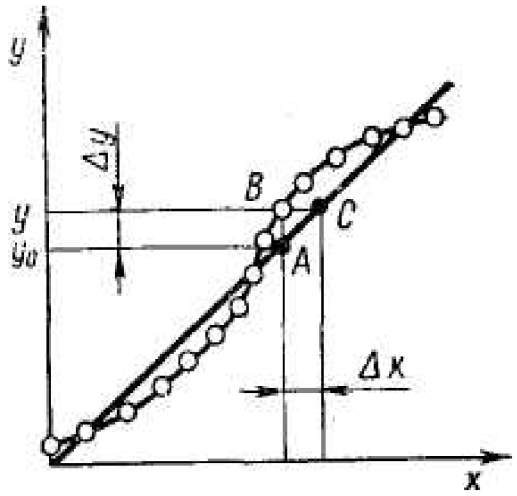


Рисунок 1.22 - К определению абсолютной погрешности

Приведенная относительная погрешность *ИУ* равна отношению абсолютной погрешности Δx или Δy к соответствующей абсолютной величине диапазона измерения $x_Д$ или $y_Д$:

$$\zeta_x = \frac{\Delta x}{x_Д}; \quad \zeta_y = \frac{\Delta y}{y_Д}$$

Если характеристика ИУ линейная $(y = A + Sx)$, то

$$\zeta = \frac{\Delta x}{x_Д} = \frac{\Delta y}{y_Д}. \qquad (1.37)$$

Класс точности ИУ равен наибольшему значению ζ, выраженному в процентах:

$K = \zeta max \ 100\%$

Таким образом, класс точности приборов устанавливается по основной приведенной относительной погрешности, выраженной в процентах, и вместе с тем удовлетворяет соответствующим требованиям в отношении допустимых дополнительных погрешностей.

В зависимости от величины погрешности средствам измерения присваиваются классы точности, выбираемые из ряда $K = [1; 1{,}5; 2{,}0; 3{,}0; 4{,}0; 5{,}0; 6{,}0]x10^n$, где n = 1; 0; –1; –2;…

Итак, погрешность измерительного устройства – это разность между показанием и истинным значением измеряемой величины.

Погрешности измерительных устройств имеют разнообразный характер и могут быть вызваны:

- непостоянством условий измерения;
- недостатками измерительных устройств и применяемых методов измерения;
- несовершенством органов чувств наблюдателя;
- неправильными действиями наблюдателя.

Погрешности могут быть основными и дополнительными.

Основная – это погрешность средства измерения, используемого в нормальных условиях *(Р=100КПА±4, Т=20±5℃*, влажность *65±15%,* рабочее положение прибора и т.д.).

Дополнительная – это изменение погрешности, вызванное отклонением от нормальных условий при измерении параметра.

В зависимости от размерности погрешности различают: абсолютные, относительные, приведенные относительные.

В зависимости от режима измерения погрешности могут быть статическими и динамическими.

Статическая погрешность – это погрешность средства измерений, используемого для измерения постоянной величины.

Динамическая погрешность – разность между общей погрешностью средства измерений в динамическом режиме работы и его статической погрешностью, соответствующей значению измеряемой величины в данный момент времени.

По закономерности появления погрешности могут быть случайными и систематическими.

Случайная погрешность – это составляющая погрешности, изменяющаяся случайным образом. Случайные погрешности оцениваются на основе методов теории вероятностей. В эксплуатации для оценки средств измерений пользуются средними значениями $\tilde{\Delta}$ и средними квадратичными отклонениями $\tilde{\sigma}(\Delta)$ случайных погрешностей:

$$\tilde{\Delta} = \frac{1}{n}\sum_{l=1}^{n}\Delta_l, \qquad (1.38)$$

где n – число опытов при определении $\tilde{\Delta}$;

Δ_l – *l-я* реализация (отсчет) по ОУ.

$$\tilde{\sigma}(\Delta) = \sqrt{\frac{1}{m-1}\sum_{i=1}^{m}\left(\tilde{\Delta}_i - M[\Delta]\right)^2}, \qquad (1.39)$$

где m – количество средств измерения, использованных при оценке погрешности;

Δi – значение величины Δ для i – экземпляра средства измерения;

$M[\Delta] = \frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m}\Delta_i$ – математическое ожидание.

Случайные погрешности рассчитываются при разработке средств измерения.

Их можно вычислить для измерительной системы в целом, применяя правила суммирования случайных величин.

Систематическая погрешность – постоянная или закономерно изменяющаяся составляющая погрешности. Они поддаются учету и могут быть скомпенсированы.

В зависимости от причин, вызывающих погрешность, различают методические и инструментальные погрешности.

Методические погрешности возникают по следующим причинам:

несовершенство метода измерения;

сложность точного воспроизведения уравнений принципа действий;

неучет других внешних факторов, не связанных с конструкцией, но влияющих на показание прибора.

В уравнении принципа действия движущий момент является функцией измеряемой величины A, при этом необходимо учитывать ряд параметров $(D, C, \ldots, N)$, характеризующих воздействие внешних условий.

$$M_{ДВ} = f_{Д}(A, D, C, \ldots N) = f_{M}(\alpha), \qquad (1.40)$$

откуда:

$$\alpha = f_{\alpha}(A, D, C, \ldots N). \qquad (1.41)$$

Если в методе измерения и в построении прибора не учесть изменений ΔD, ΔC, …, ΔN внешних параметров D, C, …, N, воздействующих на ПЧ, то произойдет изменение момента МДВ. При достаточно малых значениях отклонений ΔD, ΔC…ΔN по сравнению с величинами D, C,…N, она может быть определена как

$$\Delta_M\alpha = \frac{f_\alpha}{D}\Delta D + \frac{f_\alpha}{C}\Delta C + \ldots + \frac{f_\alpha}{N}\Delta N. \qquad (1.42)$$

Методическая погрешность зависит не только от величины приращений, но и от характера зависимости функции $f\alpha$ от параметров, т.е.:

$$\frac{\partial f_\alpha}{\partial D};\ \frac{\partial f_\alpha}{\partial C};\ \ldots\frac{\partial f_\alpha}{\partial N}.$$

Наиболее общим методом уменьшения методических погрешностей, также широко применяемым и для компенсации других погрешностей, является введение в измерительный прибор устройств, подающих дополнительные корректирующие сигналы, пропорциональные величинам ΔD, ΔC, … ΔN:

$$-K_D\Delta D;\ -K_C\Delta C;\ \ldots -K_N\Delta N. \qquad (1.43)$$

При введении таких корректирующих сигналов отклонение ПЧ равно:

$$\alpha_{ТОЧН} = f(A, D_0, C_0, \ldots N_0) + \left(\frac{f_a}{D} - K_D\right)DD + \ldots \left(\frac{f_a}{C} - K_C\right)DC + \left(\frac{f_a}{N}\right)DN, \qquad (1.44)$$

где D0, C0, …N0 – нормальные постоянные внешние параметры.

Для полной компенсации методической погрешности необходимо удовлетворить условиям:

$$K_D = \frac{\partial f_\alpha}{\partial D}, \quad K_C = \frac{\partial f_\alpha}{\partial C}, \ldots \quad \hat{E}_N = \frac{\partial f_\alpha}{\partial N}. \qquad (1.45)$$

Для схемных решений применяют два метода компенсации методической погрешности:

автоматическое введение корректирующих сигналов;

неавтоматическое введение корректирующего сигнала путем вычисления величины сигнала и ввода его через механический корректор в кинематическую схему.

Другим методом уменьшения методической погрешности является поддержание эксплуатационных условий, при которых погрешность минимальна.

Инструментальные погрешности возникают в результате взаимодействия моментов *МДВ* и *М*, которые зависят от параметров, связанных с конструкцией:

$$\alpha = f_\alpha\left(M_{ДВ}, M\right) = f_\alpha\left(A, B, L, T, P, E, G, \ldots\right), \qquad (1.46)$$

где B – магнитная индукция магнита электрических приборов;

L – линейные размеры частей измерительного механизма;

T – температура;

P – усилия, возникающие от внешних факторов;

E – модуль упругости материалов различных деталей;

G – масса подвижной части.

Полный дифференциал величины α равен:

$$\partial\alpha = \frac{\partial f_\alpha}{\partial B} dB + \frac{\partial f_\alpha}{\partial L} dL + \frac{\partial f_\alpha}{\partial T} dT + \ldots \qquad (1.47)$$

и представляет собой погрешность, возникающую при изменении параметров конструкции.

Основными методами уменьшения конструктивных погрешностей являются:

введение компенсаций, изменяющих параметры в зависимости от возмущающего фактора;

подбор параметров по принципу взаимной компенсации (например, материалы с разными температурными коэффициентами);

оптимальный принцип конструирования (за счет расположения деталей, геометрических размеров, масс и т.п.).

1.7 Установившиеся отклонение подвижной части

При отклонении *ПЧ* от положения равновесия на нее действует устанавливающий момент:

$$M_{УСТ} = M_{ДВ} - M, \qquad (1.48)$$

где $M_{ДВ} = f_Д(A)$ – движущий момент;

$M = f_m(\alpha)$ – противодействующий момент.

При $M_{ДВ} = M$ наступает равновесие, что соответствует отсчету $\alpha=f(A)$. Зависимость $f(A)$ определяет статическую характеристику измерительного устройства (рисунок 1.23):

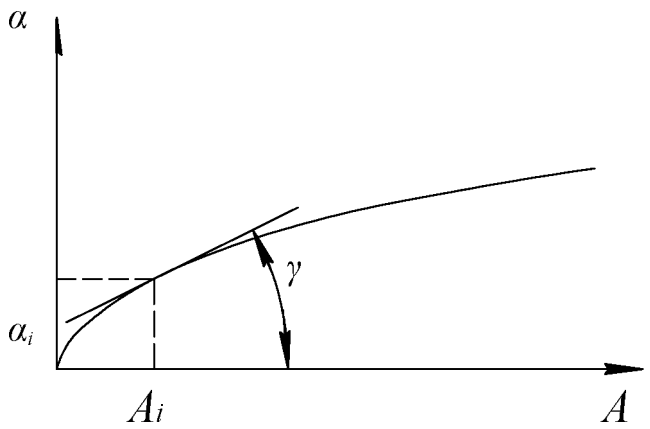


Рисунок 1.23 – Статическая характеристика измерительного устройства

Чувствительностью измерительного устройства S называется предел отношения приращений выходной Δ_α, и входной ΔA величин при стремлении последней к нулю:

$$S = lim\frac{\Delta_\alpha}{\Delta A} = \frac{m_\alpha}{m_A} tg\gamma = \frac{d\alpha}{dA}, \qquad (1.49)$$

где γ – угол наклона касательной к характеристике;

m_α, m_A – масштабы графика по осям α и A.

Порог чувствительности – минимальное приращение измеряемой величины A, при котором выходная величина α начнет изменяться.

Чувствительность подвижной части согласно формуле (1.36) будет: $S_{ПЧ} = \frac{d\alpha_{пч}}{dA_{пч}}$.

Чувствительность приемника аналогично: $S_{П} = \frac{d\Pi_{п}}{dA}$.

Чувствительность преобразователя: $S_{ПР} = \frac{d\Pi_{Пр}}{dA}$.

Чувствительность измерительной схемы: $S_{СХ} = \frac{dA_{пч}}{d\Pi_{п}}$; $S_{СХ} = \frac{dA_{пч}}{dA_{Пр}}$.

Качество подвижной части $ПЧ$ характеризует удельный устанавливающий момент:

$$M_{У.УСТ} = \frac{\Delta M_{уст}}{\Delta\alpha}.$$

В общем случае: $M_{У.УСТ} = \frac{dM_{дв}}{d\alpha} - \frac{dM}{d\alpha}$. (1.50)

Для повышения качества *ПЧ* необходимо при создании и эксплуатации измерительных устройств уменьшать моменты трения в опорах движущихся частей.

1.6 Неустановившееся отклонение подвижной части

Чтобы выяснить влияние отдельных параметров на характер движения ПЧ необходимо исследовать ее движение в неустановившемся переходном режиме.

Как известно, уравнение моментов имеет вид:

$$J\frac{d^2\alpha}{dt^2}+K\frac{d\alpha}{dt}+C_1\alpha\pm M_T=M_{ДВ}, \qquad (1.51)$$

где J – момент инерции *ПЧ*, учитывающий совокупное действие всех инерционных масс, приведенных к оси вращения *ПЧ*; K – коэффициент демпфирования; C_1 – приведенная угловая жесткость; M_T – момент трения в опорах ПЧ; $M_{ДВ}=f_Д(A,\alpha)$ – движущий момент; $J\frac{d^2\alpha}{dt^2}$ – характеризует динамику реагирования (ускорения) *ПЧ* на воздействия измеряемой величины; $K\frac{d\alpha}{dt}$ – момент демпфирования, характеризует способность успокоения *ПЧ* в переходной период; $C_1\alpha$ – характеризует крутизну характеристики в переходный период; M_T – момент трения постоянный, не зависящий от α, поэтому им можно пренебречь.

Так как $M_{ДВ} = K_A \cdot A$, получим:

$$J\frac{d^2\alpha}{dt^2}+K\frac{d\alpha}{dt}+C_1\alpha=K_A A=M_{ДВ}. \qquad (1.52)$$

Отсюда: $\alpha=\frac{M_{дв}}{C_1}-\frac{J}{C_1}\frac{d^2\alpha}{dt^2}-\frac{K}{C_1}\frac{d\alpha}{dt}.$ (1.53)

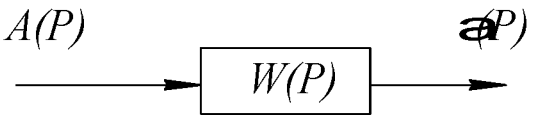
В установившемся режиме: $\alpha=\frac{M_{ДВ}}{C_1}$.

При движении динамическая погрешность равна:

$$\Delta_{ДИН}=-\frac{Jd^2\alpha}{C_1dt^2}-\frac{Kd\alpha}{C_1dt}, \qquad (1.54)$$

т.е. $\Delta_{ДИН}\alpha$ зависит от J, K, C_1.

Передаточные свойства звеньев характеризуются передаточными функциями в динамическом режиме, или чувствительностью в статическом. Имеется ограниченное количество элементарных звеньев, из которых может быть составлена любая динамическая система: усилительное, инерционное, дифференцирующее, интегрирующее, колебательное и др. Для исследования поведения измерительного устройства при воздействии измеряемого параметра необходимо знать передаточные функции *ФЭ*.



Передаточные функции функциональных элементов.

1. Подвижная часть *ПЧ*:

$$W_{ПЧ}(P)=\frac{\alpha(P)}{A(P)}=\frac{k_A}{Jp^2+Kp+C_1}.$$

2. Приемник *П*: $W_{П}(P)=\frac{П_{П}(P)}{A(P)}$.

3. Преобразователь *Пр*: $W_{ПР}(P)=\frac{П_{Пр}(P)}{\alpha_{Пр}(P)}=K_{ПР}$.

4. *ПМВ* механизм: $W_{ПМВ}(P)=\frac{\alpha_{ПМВ}(P)}{\alpha_{ПЧ}(P)}=K_1K_2$.

5. Схема C_X: $W_{C_X}(P)=\frac{A_{ПЧ}(P)}{П_{Сх}(P)}$.

Рассмотрим характер движения *ПЧ* для случая, когда она подходит к положению равновесия после отклонения на угол α_c. При этом $M_{ДВ}=0$ и уравнение (1.51) примет вид:

$$J\frac{d^2\alpha}{dt^2}+K\frac{d\alpha}{dt}+C_1\alpha=0, \qquad (1.55)$$

а его характеристическое уравнение: $Jx^2+Kx+C_1=0$.

Решая это уравнение, и введя величину $\beta=\frac{K}{2\sqrt{C_1J}}$, называемую степенью успокоения, получим три вида возможных переходных процессов:

$\beta > 1$ – апериодический характер движения;

$\beta < 1$ – колебательный характер движения;

$\beta = 1$ – апериодический, критический характер движения.

Для приборов и датчиков наиболее благоприятная величина степени успокоения $\beta \le 1$.

Графики этих переходных процессов имеют вид (рисунок 1.24):

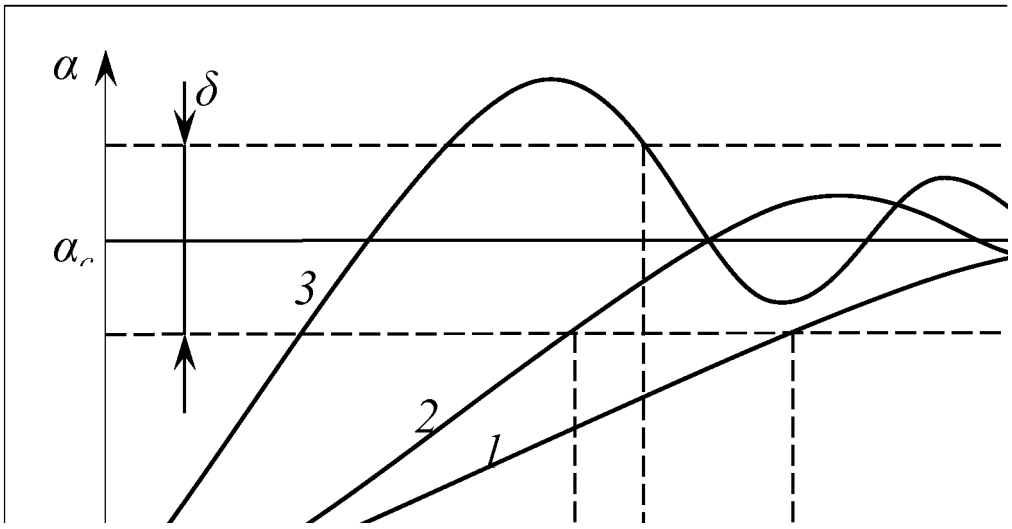


Рисунок 1.24 – Графики переходных процессов

Обозначения: *1* – апериодический; *2* – колебательный; *3* – апериодический (критический); δ – допустимая зона измерений; τ – время в течении которого ПЧ достигнет положения равновесия.

Соединение ФЭ в схеме может быть последовательным, параллельно согласным, параллельно встречным и смешанным (рисунок 1.25).

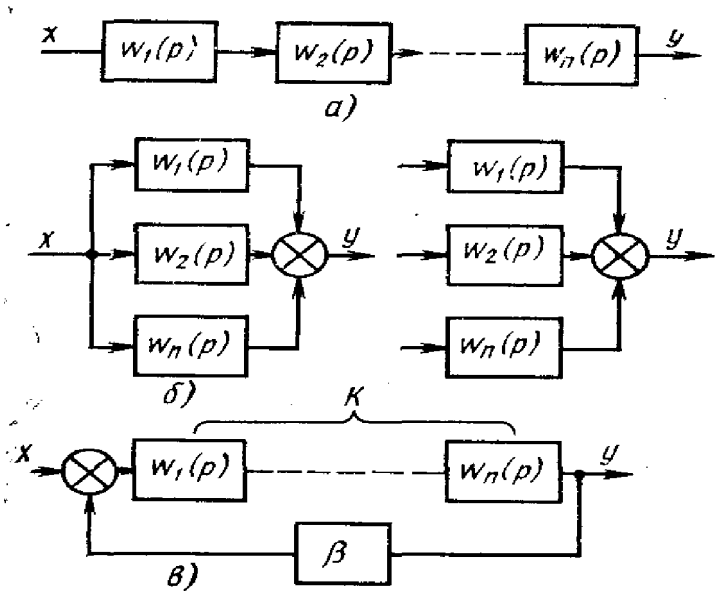


Рисунок 1.25 - Схемы соединения функциональных элементов прибора

При последовательном соединении *ФЭ* общая передаточная функция и общая чувствительность равны соответственно произведению передаточных функций и чувствительности звеньев (рисунок 1.25 а):

$$\omega(p) = \prod_{i=1}^{n} \omega_i(p) \quad ; \qquad S = \prod_{i=1}^{n} S_i \quad . \qquad (1.56)$$

Если *ФЭ* соединены параллельно (рисунок 1.25 б), то очевидно,

$$\omega(p)=\sum_{i=1}^{n}\omega_i(p) \quad ; \qquad S=\sum_{i=1}^{n}S_i \,. \quad (1.57)$$

При параллельном встречном соединении (рисунок 1.25 в)

$$\omega(p)=\frac{\omega'(p)}{1\pm\omega'(p)\cdot\omega_{\text{о.с}}(p)}; \qquad S=\frac{K}{1\pm K\beta}. \quad (1.58)$$

Измерительное устройство может иметь несколько входов, к которым подводятся, вообще говоря, различные измеряемые параметры. Для таких устройств справедливо выражение

$$y=\sum_{i=1}^{n}\omega_i(p)\cdot x_i$$

Выражения для чувствительности структурных схем могут быть использованы для установления связи между суммарной погрешностью прибора и погрешностями его *ФЭ*. Для этого предположим, что чувствительность звеньев S получает приращения ΔS_i вызванные вариациями параметров. Тогда

$$\Delta S=\sum_{i=1}^{n}\beta_i\Delta S_i \qquad \text{и, соответственно,} \qquad \Delta y=\sum_{i=1}^{n}\beta_i\Delta S_i \,,$$

где β_i — коэффициенты влияния; ΔS_i — погрешности звеньев и Δy — погрешность прибора.

Погрешности ΔSi и ΔS, возникающие вследствие изменения статических характеристик, являются мультипликативными.

При последовательном, параллельно согласном и параллельно встречном соединении ФЭ коэффициенты влияния соответственно будут:

$$\beta_i=\sum_{k-i+1}^{n}S_k \,, \quad \beta_i=1 \,, \quad \beta_1=\frac{1}{1\pm\beta K} \,, \quad \beta_2=\frac{-\beta K}{1\pm\beta K}. \qquad (1.59)$$

При смешанном соединении *ФЭ* структурную схему необходимо путем преобразования привести к наиболее простой.

1.8 Статические характеристики приборов

Для анализа статической характеристики прибора необходимо составить статическую структурную схему, которая отличается от динамической схемы тем, что в передаточных функциях звеньев необходимо положить $p = 0$. В этом случае интегрирующие звенья заменяются звеньями с бесконечно большим коэффициентом усиления (бесконечно большой чувствительностью). Статические характеристики приборов в общем случае отображают нелинейные связи между входным и выходным сигналами.

Если x и y — входной и выходной сигналы i-го звена, то статическая характеристика его будет:

$$y_i = F_i(x_i).$$

При последовательном, параллельно согласном и параллельно встречном соединениях звеньев (см. рисунок 1.25) $y_1 = F_1(x_1)$, $y_2 = F_2(y_1)$, ..., $y_n = F_n(xn\text{-}_1)$ соответственно получаем:

$$y = F_n\{F_{n-1}...F_2[F_1(x)]\}$$
$$y = F_1(x) + F_2(x) + ... + Fn(x)$$
$$y = F_1[x \pm F_2(y)]. \qquad (1.60)$$

Последовательное соединение звеньев в приборах является обычным и не требует особого рассмотрения. Параллельное соединение находит применение в суммирующих и других вычислительных устройствах приборов. При таком соединении сигнал x, поступая в звенья 1, 2, ..., n (см. рисунок 1.25 б), функционально преобразуется в каждом из них и затем из преобразованных сигналов формируется суммарный сигнал. В подобных схемах можно формировать функциональные зависимости любой сложности.

В параллельно встречных схемах, применяемых в следящих системах, усилителях с обратной связью и приборах с уравновешиванием, реализуется нулевой метод измерения. При этом применяется отрицательная обратная связь. Положительная обратная связь применяется в генераторах колебаний, преобразователях с частотным выходом, в схемах широтно-импульсной модуляции и некоторых типах усилителей.

В системах с отрицательной обратной связью, в том числе в приборах, звено с передаточной функцией K (см. рисунок 1.25 в) можно трактовать в пределе как звено с бесконечно большой чувствительностью $(K \to \infty)$. В самом деле, если пренебречь зоной нечувствительности, то можно написать

$$x_1 = x - x_2,$$

что имеет место только при $K=h$. В таком случае находим

$$S = \lim_{K\to\infty} \frac{K}{1+\beta K} = \frac{1}{\beta}$$

При этих условиях выражение (1.60) принимает вид

$$x_2 = F_2(y).$$

Нахождение статической характеристики прибора по статическим характеристикам его ФЭ является прямой задачей анализа. Эта задача оказывается определенной только в том случае, когда ищется статическая характеристика каждого *ФЭ*.

1.9 Особенности информационных каналов

Информационные каналы предназначены для передачи информации об измеряемой величине от одного *ФЭ* к другому и связывают отдельные элементы в единые информационные комплексы по получению, обработке и индикации измеряемых величин.

В состав информационного канала (рисунок 1.26) входит: линия связи, входной и выходной преобразователи.

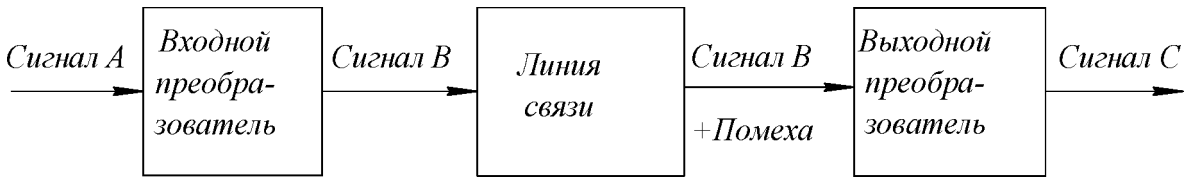


Рисунок 1.26 – Структурная схема информационного канала

Информационные каналы характеризуются помехоустойчивостью и информативностью. Физическая природа сигналов в современных системах в основном электрическая (напряжение, ток).

По форме изменения по времени и способу шифровки информации различают три вида сигналов: аналоговые, дискретно-аналоговые и дискретные.

Из аналоговых сигналов наиболее часто применяются сигналы в форме синусоидального напряжения или тока.

Так как синусоидальный сигнал определяется амплитудой, частотой и фазой, то и возможны модуляции амплитудная, частотная и фазовая соответственно (рисунок 1.27).

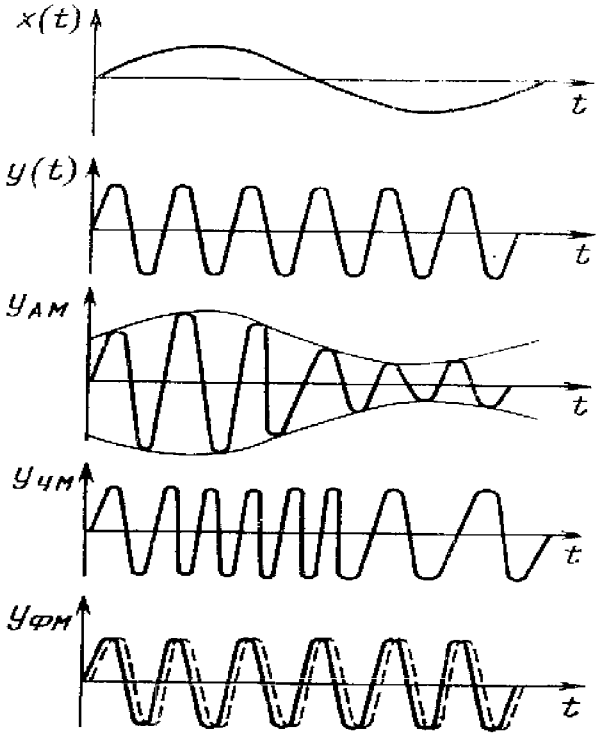


Рисунок 1.27 – Модуляция синусоидального сигнала

Дискретно–аналоговый сигнал по форме представляет собой следующие друг за другом импульсы напряжения (тока), а по способу шифровки применяются амплитудная, частотная, интервальная и широтная модуляция (рисунок 1.28), когда изменяется соответственно амплитуда импульсов, частота импульса или временные интервалы между

импульсами. Импульсная форма сигналов позволяет получать относительно высокую помехоустойчивость канала связи.

Дискретный сигнал характеризуется квантованием (дискретизацией) как по уровню, так и по времени, т.е. аналоговая измеряемая величина квантуется и в момент квантования кодируется ее значение. Код может передаваться как параллельно (одновременно), так и последовательно. Модуляции синусоидальных и дискретно-аналоговых сигналов изображены на рисунок 1.27., 1.28.

Недостаток параллельного – большое число каналов связи, а последовательного – запаздывание сигнала на время, равное образованию всего сигнала.

Преимущества канала связи цифрового кода:

- возможность передачи по одному каналу информации о нескольких отдельных измеряемых величинах (временное разделение);

- возможность обработки с помощью ЭВМ и обеспечение высокой помехоустойчивости канала, особенно в случае применения кодов с обнаружением и исправлением ошибок.

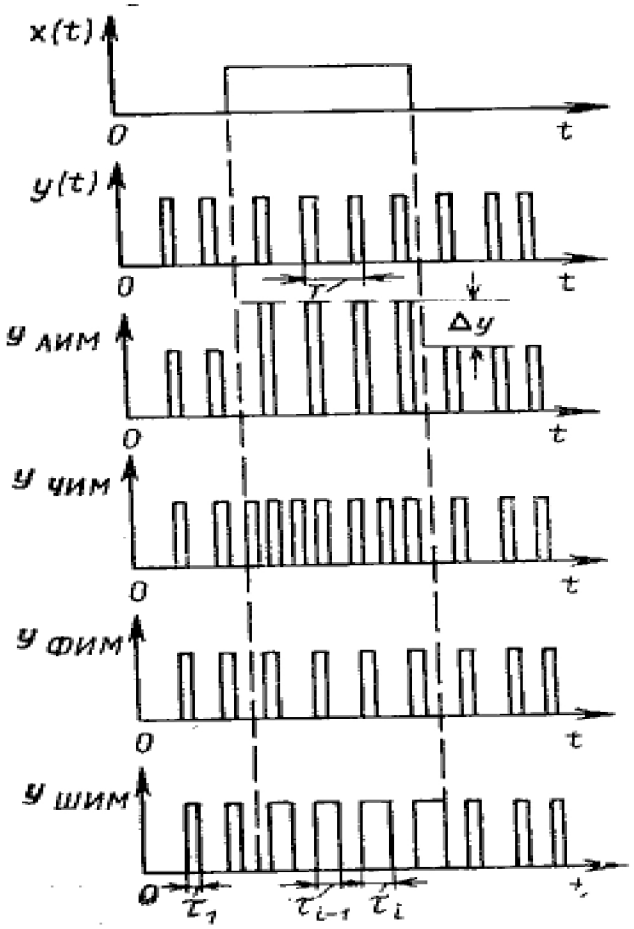


Рисунок 1.28 – Модуляция дискретно-аналогового сигнала

Помехоустойчивость каналов связи повышают также за счет применения экранированных проводов, бифилярных витых пар, разнесением проводов питания и каналов связи, заземлением экранов и т.д.

В информационных каналах связи различают физические преобразователи и преобразователи вида сигнала.

К физическим преобразователям относят потенциометры, индукционные устройства, вращающиеся и бесконтактные синусно–косинусные трансформаторы и сельсины.

Так, например, в курсовых системах каналы выполняют как следящие системы, где каждый канал состоит из сельсин–датчика, сельсин–приемника, соединительных проводов, усилителя и двигателя отработки. Сельсины работают в трансформаторном режиме (рисунок 1.29).

Снимаемое с роторной обмотки напряжение *СП* пропорционально разности углов отклонения роторов сельсинов относительно их статоров. Это напряжение рассогласования через усилитель *У* подается на двигатель *Д* отработки, который через редуктор поворачивает ротор сельсин – приемника до взаимосогласованного положения обеих частей сельсинов. Угол поворота $\alpha_{вых}$ выходной оси редуктора является выходным сигналом канала связи.

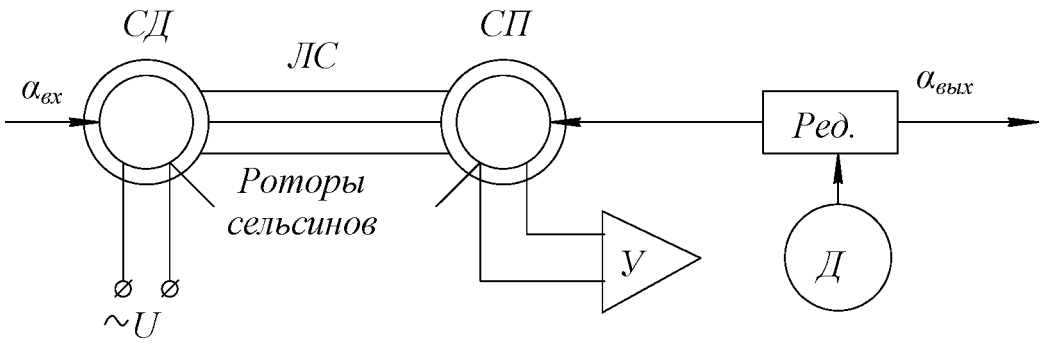


Рисунок 1.29 – Схема включения сельсинов в следящей системе

Потенциометрические следящие системы применяется реже из–за ненадежности скользящих контактов.

К преобразователям вида сигнала относят преобразователи:

- «напряжение – код»; - «напряжение – импульсы»;

- «импульсы – код»; - «код – напряжение» и др.

Физическая природа входного и выходного сигналов в этих преобразователях одинакова. Например, в преобразователе «напряжение – код» амплитуда входного напряжения преобразуется в параллельный двоичный код, а в преобразователе «напряжение – импульс», амплитуда входного напряжения в количество импульсов и т.д.

Существуют и комбинированные преобразователи, где изменяется и физическая природа и вид сигнала. Например, преобразователь линейного механического перемещения в параллельный код. В нем дискретный сигнал, механической природы преобразуется в дискретный сигнал электрической природы.

Выбор типов преобразователей каналов связей зависит от физической природы выходных и входных сигналов функциональных элементов измерительной системы, а также от параметров преобразователей, количества передаваемой в единицу времени информации, величины искажения сигнала и надежности.

2 МЕХАНИЧЕСКИЕ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

2.1 Манометры

Манометры предназначены для измерения давлений воздуха, газов, топлива, масла в силовых установках и в отдельных бортовых системах (тормозная система, система запуска двигателей, система выпуска шасси и закрылков и т. д.) и составляют основу аэрометрических приборов, в которых по полному и статическому давлениям воздушного потока косвенно определяются высотно–скоростные параметры (H, $V_и$, V, M).

За единицу давления принят Паскаль (1 *Па*=1 $Н/м^2$),

760 *мм.рт.ст* = *1013 Па.*

По назначению авиационные манометры делят на манометры, измеряющие абсолютное давление, разность давлений (дифференциальные) и отношение двух давлений.

Дифференциальные манометры используются для измерения избыточных давлений жидкостей и газов в различных отсеках авиационных двигателей (в топливной системе, системе смазки и др.). Диапазоны измерения от единиц до сотен $кГс/см^2$.

По методам измерения давления манометры можно разделить на следующие группы:

- механические, в том числе жидкостные, весовые и пружинные;
- электромеханические, основанные на тех же принципах, что и механические, но отличающиеся тем, что механический чувствительный элемент сочетается с электрической дистанционной передачей;
- электрические, в том числе электронные, газоразрядные, радиоактивные, тепловые и пьезорезисторные

Манометр для измерения разности между большим абсолютным давлением контролируемой среды и абсолютным давлением окружающей среды называют манометром избыточного давления.

Манометр для измерения давления, отсчитываемого от абсолютного нуля, называется манометром абсолютного давления (барометр земной атмосферы).

Манометр для измерения разности между абсолютным давлением окружающей среды и меньшим абсолютным давлением контролируемой среды называется вакуумметром.

В авиации применяют также мановакуумметры и дифференциальные манометры. Манометры абсолютного давления и дифференциальные манометры входят также в состав широко применяемых на летательных аппаратах манометрических пилотажно-навигационных *ИУ*. В этих *ИУ* производится измерение полного и статического давлений встречного потока воздуха и осуществляется автоматический пересчет результатов измерений по известным функциональным зависимостям с целью косвенного определения

высоты полета, индикаторной скорости, истинной воздушной скорости, числа *M* и вертикальной скорости

Наряду с манометрами и манометрическими пилотажно-навигационными *ИУ*, информация которых воспринимается и обрабатывается человеком, на летательных аппаратах широко применяются сигнализаторы и датчики давлений, преобразующие давление в электрический сигнал, используемый в системах автоматического управления и в вычислительных устройствах. Датчики давления входят также составной частью в комплект электрических дистанционных манометров. Сигнализаторы давлений включают электрический сигнал при выходе измеряемого давления за допустимые для нормальной работы двигателя пределы.

В механических манометрах измеряемое давление или разность давлений определяется по деформации упругого чувствительного элемента *УЧЭ*. В зависимости от типа *УЧЭ* манометры подразделяется на мембранные (рисунок 2.1), трубчато-пружинные (рисунок 2.2) и т.д.

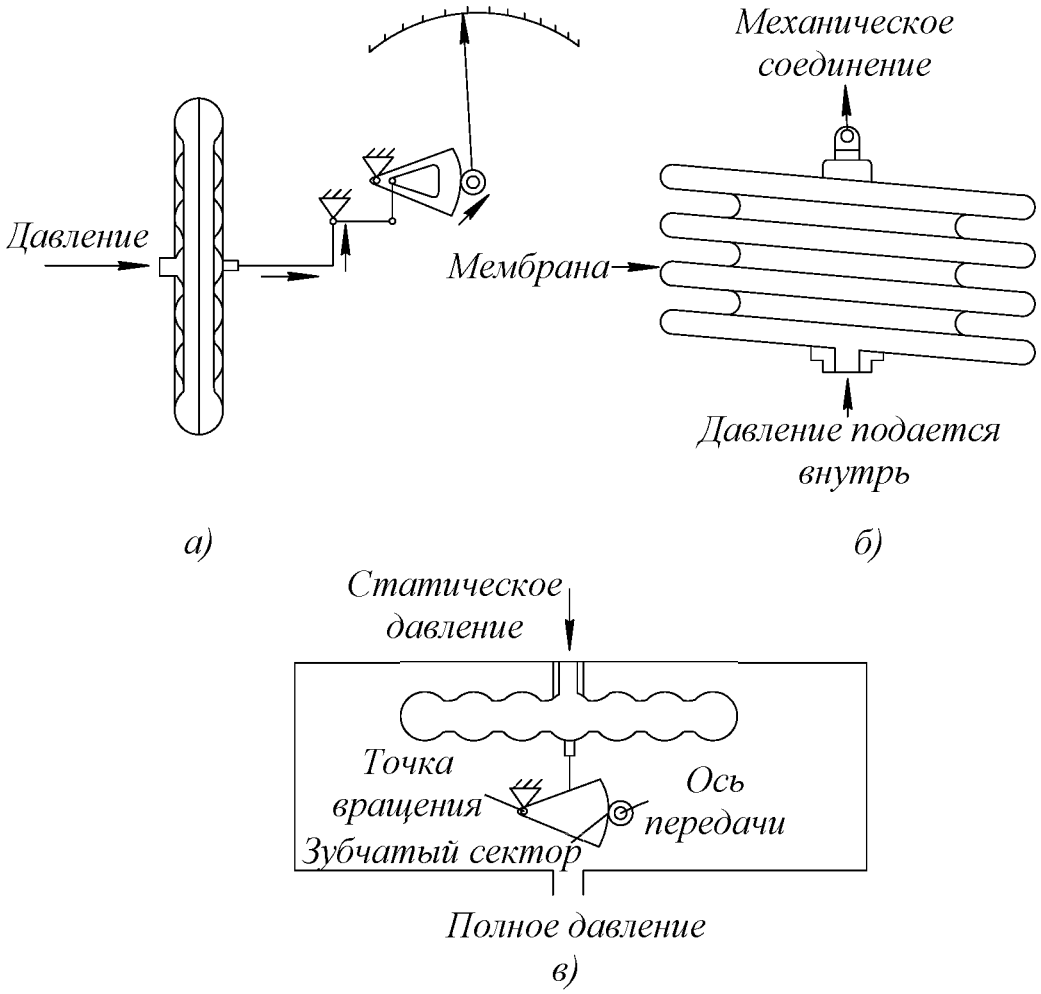


Рисунок 2.1 – Мембранные упругие чувствительные элементы механических манометров

К электромеханическим манометрам относят такие, в которых деформация чувствительного элемента или усилие преобразуется в электрический сигнал с помощью преобразователя. В таких манометрах используются схемы с преобразователями прямого

действия и схемы с силовой компенсацией. В схемах прямого действия применяют пьезоэлектрические, полупроводниковые, магнитоупругие и угольные преобразователи. В схемах с силовой компенсацией усилие *УЧЭ* уравновешивается силой компенсирующего устройства.

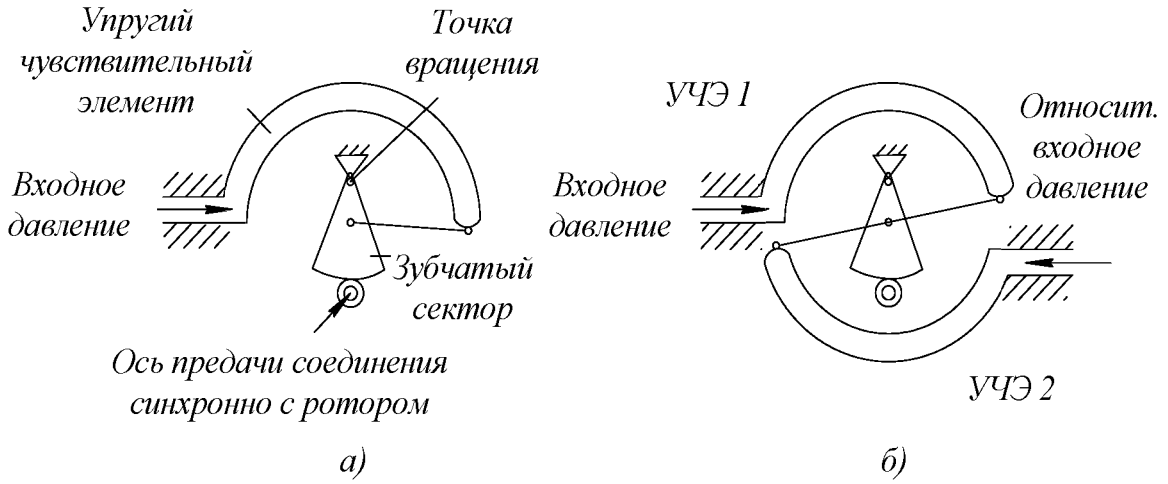


Рисунок 2.2 – Трубчато-пружинные упругие чувствительные элементы механических манометров

Деформационные и электромеханические манометры измеряют давление от единиц Паскалей до десятков мега Паскалей.

В электрических манометрах используется зависимость физических свойств чувствительного элемента от приложенного давления. Одно из достоинств – отсутствие подвижных частей.

К таким манометрам относятся:

– манометры сопротивления, в которых давление определяется значением электрического сопротивления;

– манометры ионизационные, в которых давление определяется по значению ионного тока;

– тепловые манометры, в которых используется зависимость теплопроводности газа от давления;

– электроразрядные манометры, принцип действия которых основывается на зависимости параметров электрического разряда в разряженном газе от давления;

– манометры с электрическим частотным преобразователем, выдающим сигнал в функции от частоты собственных колебаний резонатора, зависящей от разности давлений.

К манометрам также относятся сигнализаторы заданной величины давления или заданного отношения двух давлений.

В авиации широко используется деформационные, электрические манометры и электрические с частотным преобразователем.

Авиационные манометры должны удовлетворять следующим основным требованиям:

- допустимые погрешности при нормальных условиях не должны превышать при измерении давления топлива ± 3%, при измерении давления масла ± 4%;

- манометры должны быть дистанционными;
- при применении манометров в качестве датчиков в регуляторах диапазон воспроизводимых ими частот должен быть на порядок выше диапазона частот замкнутого контура регулирования.

2.1.1 Деформационные манометры, погрешности и способы их компенсации

Используются в авиации для измерения давления масла и топлива в системах смазки и питания топливом, для измерения давления в гидроаккумуляторах тормозной системы, для измерения избыточного давления воздуха в системе запуска авиационных двигателей и т.п.

Методическая погрешность в манометрах избыточного давления возникает в том случае, если абсолютное давление окружающей среды меняется.

Инструментальные погрешности.

Шкаловая погрешность – погрешность неполного соответствия шкалы прибора его градуировки из-за неточной регулировки механизма манометра под шкалу. Уменьшается за счет использования локальных корректоров и индивидуальной регулировкой механизмов приборов и датчиков.

Погрешность трения – вызываемая трением в опорах и шарнирах механизма прибора.

Уменьшение погрешности происходит за счет тщательного подбора материала и качественной обработки трущихся деталей. При полете за счет вибрации погрешность трения уменьшается.

Погрешность от зазоров в опорах и шарнирах – уменьшается с помощью начального натяга специальной спиральной пружиной, создающей односторонний контакт звеньев кинематической цепи, не нарушающийся при механических воздействиях на прибор.

Погрешность статической и динамической неуравновешенности подвижной системы манометра уменьшается тщательной балансировкой подвижной системы.

Погрешность от гистерезиса и упругого последствия возникает из-за несовершенства упругих свойств материала упругого чувствительного элемента.

Температурная погрешность возникает из-за изменения физических свойств материалов и геометрических размеров деталей прибора в функции от температуры. Уменьшение температурных погрешностей достигается следующими способами:

а) изготовлением чувствительных элементов из сплава типа элинвар, обладающих весьма малым температурным коэффициентом модуля упругости;

б) снижением остаточного давления внутри анероидов путем более тщательного вакуумирования их;

в) введением в конструкцию прибора специальных биметаллических компенсаторов, которые вызывают в зависимости от температуры приращение показания прибора, равное по величине и противоположное по знаку температурной погрешности прибора.

Различают биметаллические компенсаторы *1* и *2*-го рода.

Действие компенсаторов *1*-го рода основано на введении последовательно с упругим чувствительным элементом кинематического звена, выполненного в виде закрепленной биметаллической пластины, линейное перемещение свободного конца которой Δs,

пропорциональное приращению температуры, складывается с прогибом s упругого чувствительного элемента (или вычитается из него).

Компенсатор 1-го рода компенсирует только аддитивную температурную погрешность.

Действие компенсаторов 2-го рода основано на введении в кривошип кинематического звена, выполненного в виде биметаллической пластины, перемещение свободного конца которой, пропорциональное приращению температуры, вызывает увеличение или уменьшение плеча кривошипа на величину Δa, которая определяется так же, как и величина Δs для компенсатора *1*-го рода. Характер влияния компенсатора *2*-го рода на приращение показаний прибора зависит от начального угла φ_1 установки кривошипа Если этот угол близок к нулю, т. е. если при $s = 0$ кривошип примерно перпендикулярен шатуну, то приращение Δa плеча кривошипа почти не вызывает начального поворота кривошипа, а лишь изменяет передаточное отношение механизма. Поэтому при $\varphi_1 = 0$ вводимая компенсатором $_2$-го рода поправка носит чисто мультипликативный характер. Относительная величина этой поправки равна, где a — плечо кривошипа. Если же $\varphi_1 \neq 0$, то изменение температуры вызывает начальный поворот кривошипа при $s = 0$, и в этом случае вводимая компенсатором *2*-го рода поправка содержит как аддитивную, так и мультипликативную составляющие;

2.1.2 Электромеханические манометры

Наиболее широкое применение на современных летательных аппаратах нашли электромеханические манометры. В электромеханических манометрах в качестве чувствительных элементов применяются гофрированные мембраны, манометрические коробки и манометрические труби. Приборы (датчики) применяются для измерения давлений в диапазонах от $0 \div 1$ до $0 \div 250$ *кГс/см*^{2}. При измерении давления до *3 кГс/см*^{2} применяются манометрические коробки, до 100 кГс/см2 — гофрированные мембраны и до *250 кГс/см*^{2} — манометрические трубки.

В таких манометрах электрический преобразователь давления с *УЧЭ* устанавливаются непосредственно на контролируемом агрегате, а указатель на приборной доске. Электрический преобразователь давления преобразует измеряемую величину давления в соответствующее значение электрической величины (*R, L, C, I* и т.д.) и посредством линии связи передается и преобразуется в визуальную информацию электроизмерительным прибором (указателем) или поступает к потребителям. Преимущественное распространение в авиации получили электромеханические манометры с логометрическими указателями.

Манометры типа ЭДМУ – унифицированные электромеханические манометры предназначены для измерения давления топлива и масла.

Диапазон измерения 0÷15 *МПа*.

Принципиальная схема манометра показана на рис 2.3

Ток через катушки манометра протекает в противоположном направлении под углом 120°, создавая взаимодействующие магнитные потоки. Принцип работы аналогичен схеме моста на рисунок 1.15.

Погрешность ±4%.

Аналогично работают манометры такого типа с различными схемами.

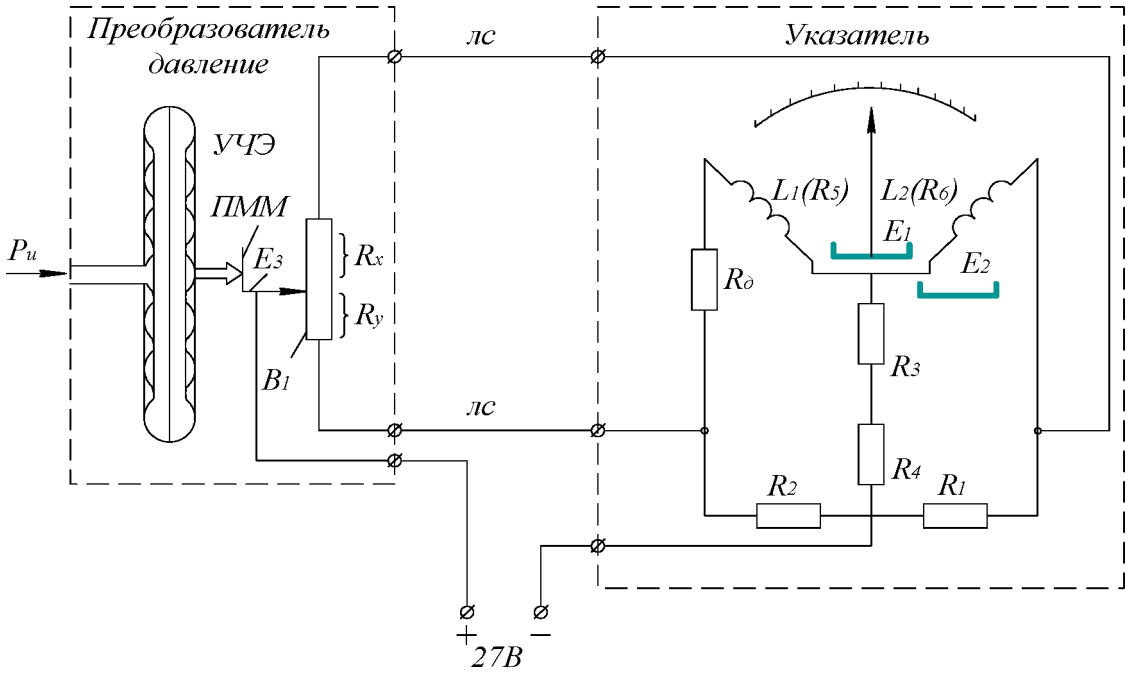


Рисунок 2.3 – Принципиальная схема ЭДМУ

Обозначение: $P_И$ – измеряемое давление; E_3 – щетка потенциометра: B_1 – потенциометр: $R_Д$, R_5, R_6 – диагональ моста: $R_Д$ – добавочное сопротивление для R_5, выравнивающее сопротивление рамок логометра.

R_3+R_4 – выбирают с учетом компенсации температурной погрешности (медь + константан).

E_1 – подвижный магнит.

E_2 – неподвижный магнит.

Манометры типа *ДИМ* (дифференциальный индуктивный манометр) не имеют трущейся пары, и измеряют давления до 30 *МПа*. Погрешность ±4% (рис 2.4).

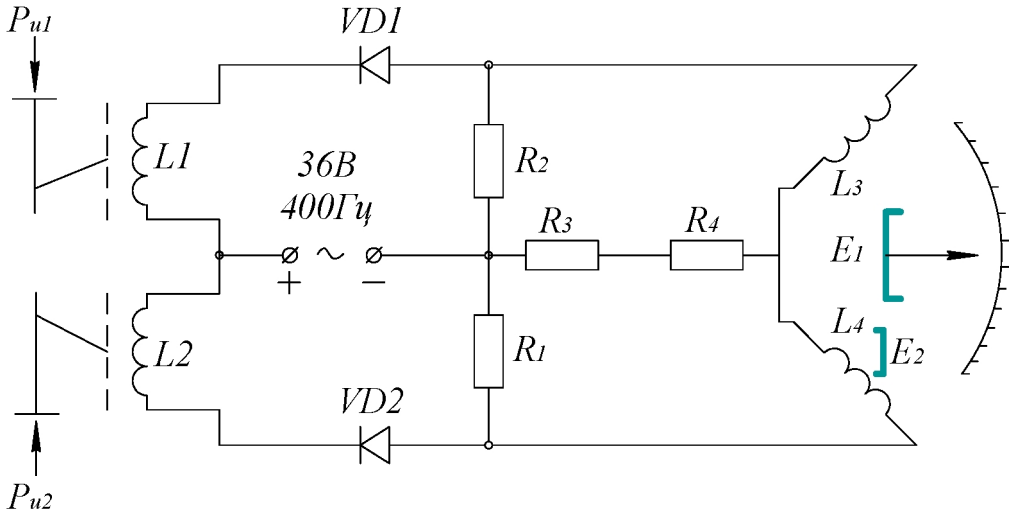


Рисунок 2.4 – Принципиальная схема ДИМ

Принцип работы *ДИМ* аналогичен *ЭДМУ*, работающему на переменном токе. Диоды *VD1* и *VD2* необходимы для работы логометра, работающего на постоянном токе.

2.1.3 Частотные преобразователи давления

Обладают преимуществом по точности и помехозащищенности, т. к. частотный сигнал мало искажается при усилении и передаче его информационным каналам, и может быть представлен в цифровой форме. Они отличаются высоким быстродействием и малыми перемещениями *УЧЭ*. В качестве механического колебательного элемента используют струну, трубчатые элементы и т.п. Для примера рассмотрим струнный преобразователь (рисунок 2.5):

Частота собственных колебаний струны зависит от силы натяжения струны $F_{вн}$:

$$f = \frac{n_r}{2l}\sqrt{\frac{F_{вн}}{m}} = \frac{n_r}{2l}\sqrt{\frac{\sigma}{\rho_m}}, \qquad (2.1)$$

где n_r – номер гармоники; l – длина струны; m– масса единицы длины струны; σ – напряжение в струне; ρ_m – плотность материала струны.

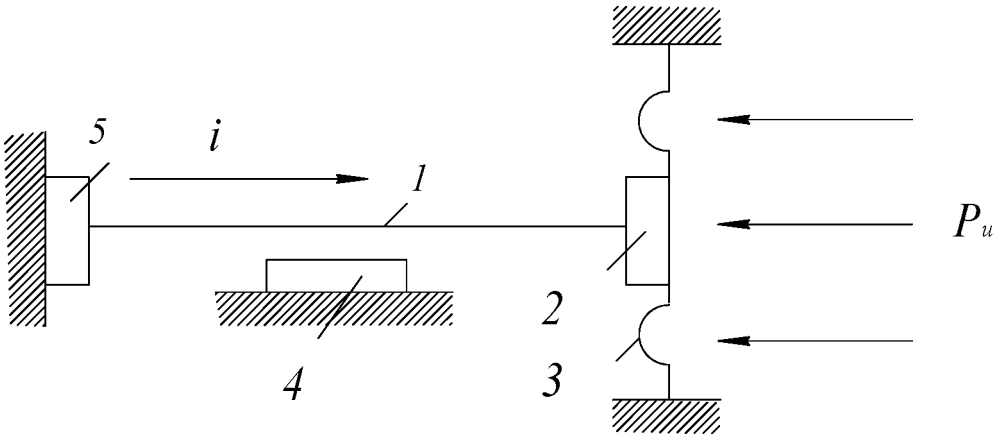


Рисунок 2.5 – Струнный преобразователь

Где *1* – струна; *2* – крепление струны к мембране; *3* – мембрана; *4* – возбудитель колебаний; *5* – неподвижный зажим мембраны.

Аналогично работают частотные преобразователи с другими колебательными элементами.

2.2 Авиационные термометры

2.2.1 Понятие температуры

Приборы, предназначенные для измерения температуры, называются термометрами.

В качестве принципа работы термометров можно использовать любой физический процесс, в котором температура однозначно связана с какой-либо легко определяемой величиной (например, изменение объёма, давления, электрического сопротивления, *ЭДС* и т.д.). Температуры тел – уровни их внутренних энергий – определяют интенсивность теплообмена между ними и указывают направление передачи тепловой энергии от более нагретого к менее нагретому телу.

Общее определение понятия температуры можно сформулировать следующим образом. Температура – статистически формирующаяся теплодинамическая величина, определяемая уровнем внутренней энергии тела. Носителями внутренней энергии являются атомы и молекулы тела, кинетическая энергия которых определяет температуру. В частности, для газообразных тел согласно кинетической теории средняя $\overline{E}$ поступательного движения молекул связана с температурой T газа выражением:

$$\overline{E} = \frac{1}{2} m v^2 = \frac{3}{2} kT \quad , \qquad (2.2)$$

где m – их масса; v – средний квадрат скорости поступательного движения молекул; k – постоянная Больцмана.

Распределение энергии поступательного движения между молекулами характеризуется выражением:

$$\Delta N / N = \sqrt{E / (2\pi kT)^3} \cdot e^{-E/kT} \cdot \Delta E \qquad (2.3)$$

где ΔN – число молекул, энергия которых находится в интервале от E до $E + \Delta E$; N – общее число молекул в единице объема; E – энергия поступательного движения молекул, определяющаяся их скоростью.

Кинетическая энергия вращательного и колебательного движения молекул газа и колебательного движения атомов в кристаллических решетках твердого тела подчиняются закономерностям, выраженным аналогичными соотношениями.

В процессе соударения молекул происходит обмен энергии между ними, т. е. устанавливается равновесное состояние, при котором все формы кинетической энергии числа молекул и атомов тела характеризуются одинаковым значением температуры. Такую неравновесную температуру T принято называть термодинамической.

Выражения (2.2) и (2.3) характеризуют статистическую связь между энергией движения молекул и температурой, справедливую для большого числа частиц. Однако для данной температуры кинетическая энергия каждой отдельной молекулы может существенно отличаться от средней энергии, входящей в эти выражения. Поэтому понятие температуры является статистическим и применимо только к телу, состоящему из очень большого числа молекул. В применении к отдельной молекуле понятие температуры не имеет смысла.

В пространстве с крайне разреженной атмосферой температура не может быть определена статистическим распределением скоростей движения молекул. В этих условиях статистические соотношения неприменимы. Температура такого пространства определяется мощностью пронизывающих его потоков лучистой энергии. За его температуру принимают температуру абсолютно черного тела с такой же мощностью излучения.

Не имеет физического смысла понятие температуры в некоторой точке данного тела. Можно говорить только о температуре, характеризующей состояние вещества внутри некоторого объема тела, точнее, тела конечной массы.

Термодинамическая температура входит в фундаментальные соотношения, определяющие либо характер протекания ряда физических процессов, либо связь с другими физическими величинами. К таким фундаментальным соотношениям, играющим большую роль в температурных измерениях, следует отнести следующие:

Уравнение состояния идеального газа – уравнение Клапейрона:

$$\rho V = RT, \qquad (2.4)$$

где ρ и V – соответственно давление и объем газа, а R – универсальная газовая постоянная, равная *8,31441 Дж/(моль*К).*

Закон Кюри: $\mu = c/T,$ (2.5)

где μ – магнитная восприимчивость парамагнитной соли; c – постоянная, определяемая при градуировке;

Уравнение Найквиста, определяющее интенсивность тепловых шумов на концах активного сопротивления R, названных флуктуациями носителей зарядов в проводнике:

$$\frac{d\overline{U}^2}{d\nu} = 4h\nu\left(e^{h\nu/kT}-1\right)^{-1} \qquad (2.6)$$

где h – постоянная Планка; ν – частота.

При kT уравнение принимает вид $-U^2 = 4\nu RkT$;

Формула Планка, определяющая свойства теплового излучения абсолютно черного тела для длины волны λ, *Вт/м:*

$$E^0_{\lambda,T} = c_1\lambda^{-5}\left(e^{c_2/\lambda T}-1\right)^{-1}\cdot\Delta\lambda, \qquad (2.7)$$

где c_1 и c_2 – постоянные.

Необходимость сопоставления результатов измерения температур в разных странах заставила искать пути создания международного эталона.

Первой попыткой в этом направлении было утверждение в 1889г. на Международной конференции по мерам и весам в качестве международного эталона температуры водородного газового термометра постоянного объема.

В качестве основных точек были выбраны температуры таяния льда и кипения воды при нормальном давлении, которым приписаны числовые значения соответственно *0* и *100* с делением основного интервала на *100* равных частей. Числовым значениям измеренных "водородных" температур приписывался знак *°C*.

Авиация нуждается в надежных методах измерений температур, выходящих далеко за пределы интервала *(0÷100) °C* и обладающих более высокой точностью, чем газовый

термометр. В 1933 г. на 8-й Генеральной конференции было утверждено Положения об Международной практической температурной шкале *МПТШ-27.*

МПТШ должна быть установлена таким образом, чтобы легко и просто было воспроизводить и определять любую температуру по *МПТШ* с точностями более высокими, чем по термодинамической шкале. В *МПТШ-68* используются как международные практические температуры Кельвина (символ *Т68*), так и международные практические температуры Цельсия (символ *t68*). Соотношение между *Т68* и *t68* такое же, как между *Т* и *t,* т.е. *Т68 К = t68 °С + 273,15.*

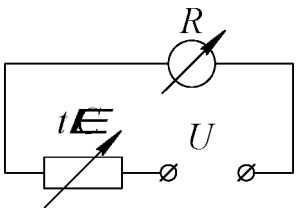
Единицей *Т68*, так же как и единицей термодинамической температуры, является Кельвин *(К).* Числовые значения температур в абсолютной шкале *Т68* выражаются в Кельвинах, а в шкале, отсчитываемой в Кельвинах от точки плавления льда, считаются выраженными в градусах Цельсия, *°С*, т.е. так же, как термодинамические температуры.

Международная практическая температурная шкала *(МПТШ-68)* с учетом рекомендаций Консультативного комитета по термометрии 1984 г. основывается на группе из 12 воспроизводимых температур фазовых переходов (реперных точек), числовые значения которых были получены как наиболее достоверные по результатам газотермических измерений в ряде стран таких, как точка кипения равновесного водорода при нормальном давлении *20,23 К (-252,87 °С)*, тройная точка воды *273,16 К (0,01 °С),* точка кипения воды *373,15 К (100 °)* и т.д.. Эти значения охватывают интервал шкалы от *13,81 К (-259,34°)* – тройная точка равновесного водорода до *1337,58 К (1064,43 °С)* – точка затвердевания золота.

2.2.2 Способы измерения температуры

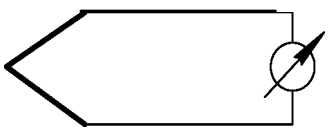
Наиболее широкое применение в авиации нашли (рисунок 2.6):

- электрические термометры сопротивления:



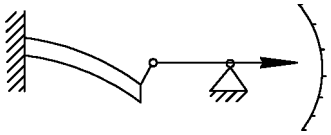
от –270°С до +1000°С

- термоэлектрические:



от –260°С до +2500°С

- биметаллические:



от –60°С до +250°С

Рисунок 2.6 – Авиационные термометры

При соприкосновении термометрического чувствительного элемента со средой в установившемся режиме, температура термопреобразователя отличается от температуры среды, т.е. измерение температуры всегда сопровождается систематической методической погрешностью. Так при измерении температуры газов, движущихся с большими скоростями, возникают погрешности, обусловленные торможением потока в зоне датчика и переходом при этом кинетической энергии газа в тепловую.

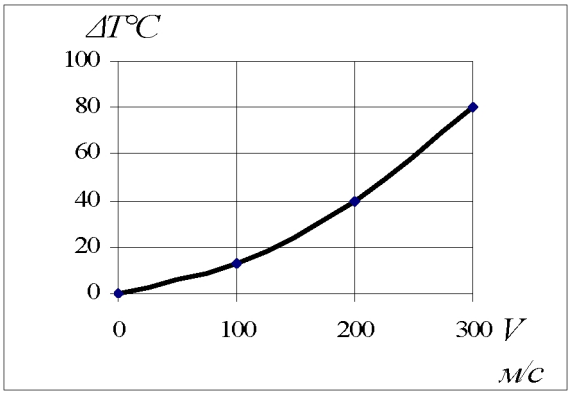


Рисунок 2.7 – График зависимости температуры торможения от скорости встречного потока

График зависимости превышения ΔT температуры торможения над статической температурой TC газа в потоке от скорости течения газа изображен на рисунок 2.7. Кроме того, ΔT зависит от формы и положения термоизмерительного преобразователя в потоке, что учитывается применением безразмерного коэффициента торможения r.

С учетом этого температура термопреобразователя равна:

$$T_{TП} = T_C \left(1 + 0,2rM^2\right), \qquad (2.8)$$

где M – число маха; T_C – температура среды.

Чем стабильнее коэффициент термопреобразователя и близок к единице, тем преобразователь лучше. С этой целью стремятся стабилизировать скорость газа или существенно понизить ее в зоне термоизмерительного преобразователя, например с помощью сопла Лаваля (рисунок 2.8):

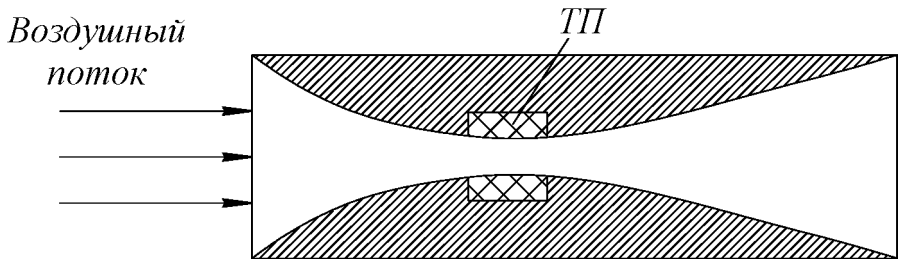


Рисунок 2.8 – Сопло Лаваля

При $M \geq 0,5$ устанавливается скорость течения воздуха, равная местной скорости звука в воздухе.

Такой термопреобразователь характеризуется коэффициентом качества:

$$N = \frac{T_{ТП}}{T_C} = \frac{5 + rM^2}{5 + M^2}. \qquad (2.9)$$

При $M \geq 0,5$; $N = const = 0,978$

Тогда:
$$T_C = \frac{T_{ТП}}{N\left(1 + 0,2M^2\right)}. \qquad (2.10)$$

Применяются также камеры торможения (рисунок 2.9), в которых коэффициент термопреобразователя r равен $0,92 - 0,96$ при отношении (диаметров) отверстий не менее 5.

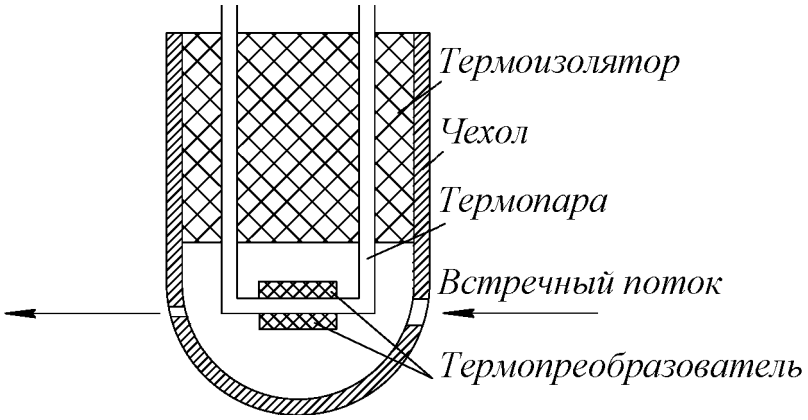


Рисунок 2.9 – Камера торможения

При измерении любой среды происходит запаздывание показаний термометра, что вызывает динамическую погрешность, характеризующуюся постоянной времени τ темопреобразователя.

$$\tau = \frac{Cm}{Sk_T}, \qquad (2.11)$$

где C – теплоемкость; m – масса; S – площадь термопреобразователя; k_T – коэффициент теплопередачи.

Для уменьшения динамической погрешности уменьшают C, m и увеличивают S, а так же увеличивают массу обтекающего воздуха.

2.2.3 Электрические термометры сопротивления

Принцип действия основан на зависимости электрического сопротивления проводников и полупроводников от их температуры.

Зависимость сопротивления проволочного резистора R от температуры t° в малом диапазоне изменения t° линейна и описывается уравнением:

$$R = R_0(1 + \alpha\Delta t), \qquad (2.12)$$

где R_0 – сопротивление при $t° = 0°C$;

α – температурный коэффициент сопротивления;

Δt – приращение T.

Наиболее часто для термометров применяется никелевая проволока при измерении t° жидкостей и газов. Она имеет достаточно большое удельное сопротивление и большой температурный коэффициент. Недостаток – зависимость *ТКС* от наличия примесей. Для уменьшения этой зависимости, и также для обеспечения взаимозаменяемости, последовательно с резистором из никеля включают резистор из манганина с малым *ТКС*. В этом случае:

$$\alpha_{ТП} = \alpha \frac{R_0}{R_0 + R_M}. \qquad (2.13)$$

Очевидно, что $\alpha_{ТП} < \alpha$.

Для более стабильных термометров применяют платиновую проволоку.

В полупроводниковых терморезисторах *(ПТР)* зависимость сопротивления от температуры описывается уравнением:

$$R = Ae^{\frac{B}{T}}, \qquad (2.14)$$

где T – абсолютная термодинамическая температура;

A, B – коэффициенты, зависящие от материала и размеров *ПТР*.

Рассмотрим электрические схемы некоторых типов термометров. Например, унифицированный электрический термометр *ТУЭ–48,* включенный по схеме двойного моста постоянного тока, рассмотренной ранее.

Предназначен для измерения температуры жидкостей и газов (рисунок 2.10):

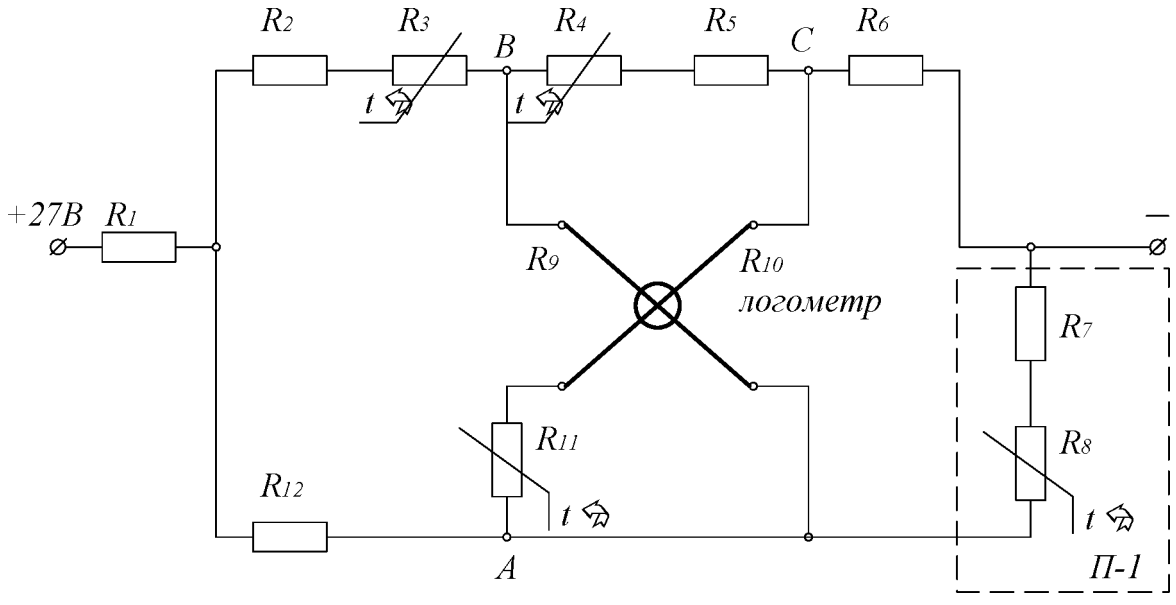


Рисунок 2.10 – Электрический унифицированный термометр ТУЭ–48

Технические данные: $T°_{изм} = -70° ... +150°C$, $\tau = 3$ *с*, погрешность на участке от *-40°C* до *+130°C* не превышает *±3%.*

Термометр с полупроводниковыми термопреобразователями и неуравновешенным четырехплечим мостом постоянного тока с использованием магнитоэлектрического логометра, схема которого приведена на рисунок 2.11. Предназначен для измерения температуры жидкостей и газов. Принцип работы аналогичен схеме моста на рисунок 1.16.

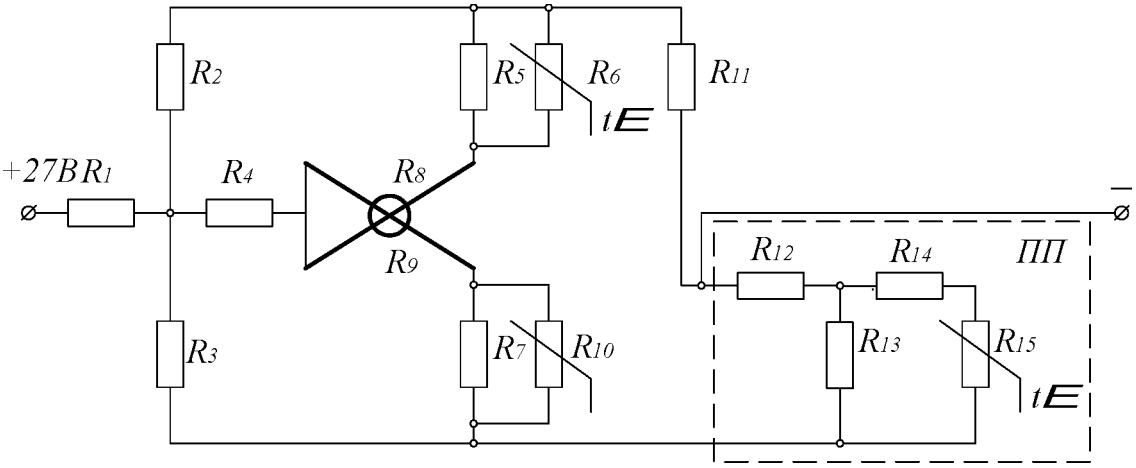


Рисунок 2.11 – Термометр с полупроводниковым термопреобразователем

$T°_{изм}$ = от 0 °C до +120 °C.

Погрешность *±2 °C.*

Аналогичную схему включения имеют другие термометры данного типа, например *ТНВ–15, ТНВ–1*, применяемые для измерения температуры наружного воздуха.

2.2.4 Термоэлектрические термометры

Применяются при измерении температуры отдельных силовых частей и газовых потоков, вытекающих из реактивного сопла двигателя. Принцип действия основан на эффекте возникновения термоэлектродвижущей силы *ТЭДС* в спае двух проводников из разнородных материалов при наличии разности температур места соединения проводников и их свободных концов, один из которых является положительным, а другой отрицательным. Зависимость *ТЭДС* от t^o описать довольно трудно, поэтому ее представляют в виде таблиц и графиков.

В авиации применяют спаи из электродов хромеля и копеля *(ХК)*, хромеля и алюмеля *(ХА),* а также никель – кобальтового сплава и специального алюмеля *(НК–СА),* никелево–железного сплава и специального капеля *(НЖ–СК).*

График зависимостей *ТЭДС* этих термопар от температуры горячего спая показан ниже (рисунок 2.12).

Как правило, приборы состоят из термопреобразователя (термопары – одной или нескольких) и показывающего прибора (рисунок 2.13).

Все они разделяются на три группы:

– типа *ТЦТ–9, ТЦТ–13, 2ТЦТ–43,* измеряющие температуру цилиндров поршневых двигателей;

– типа *ТСТ–29, ТВГ–26, ТВГ–11, 2 ТВГ–411* и др., измеряющие температуру быстродвижущихся газов;

– типа *ИТ–2* и др., измеряющие t° газов, выходящих из реактивного сопла двигателя и турбин низкого и высокого давления.

–

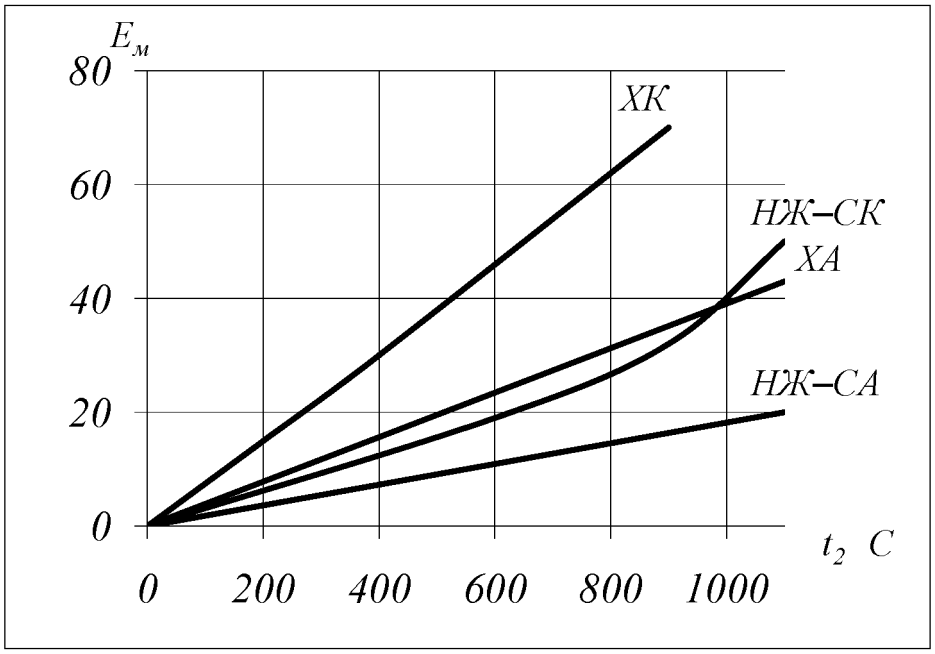


Рисунок 2.12 – График зависимости ТЭДС термопар от температуры

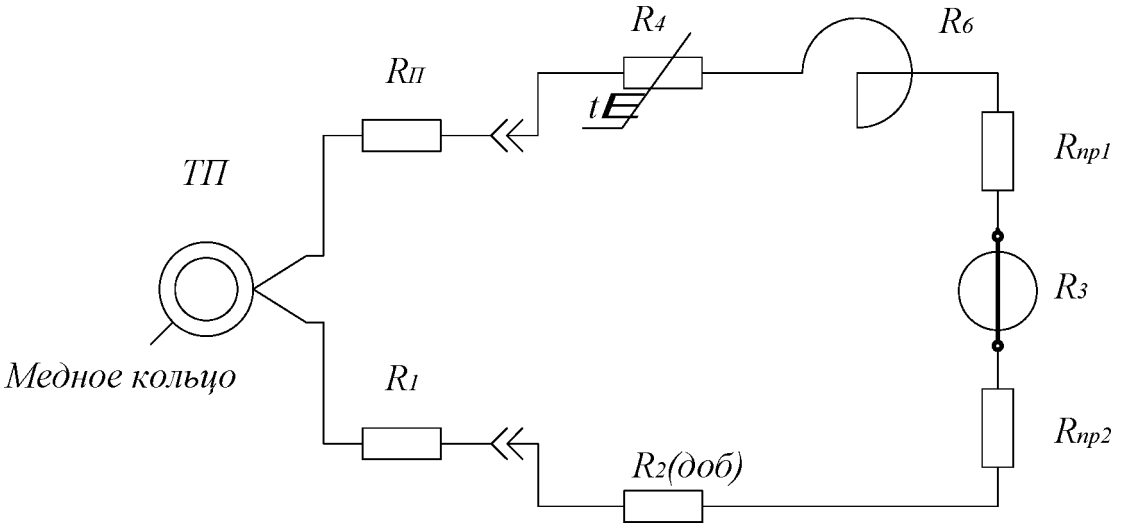


Рисунок 2.13 – Схема термометра с термопреобразователем

ТЭДС измеряется магнитоэлектрическим милливольтметром.

Зависимость угла α показаний стрелки от разности температур горячего и холодного спаев рассчитывается по формуле:

$$\alpha = \frac{kB}{C} \frac{E_{ХК}(t_2) - E_{ХК}(t_1)}{R_T + R_П + R_1 + R_2 + R_3 + R_{Пр} + R_б + R_4}, \qquad (2.15)$$

где k – коэффициент, зависящий от конструкции милливольтметра;

B – магнитная индукция;

C – жесткость противодействующих пружин;

$R_{Пр} = R_{Пр1} + R_{Пр2}$ - сопротивление противодействующих пружин;

$R_T, R_П$ – сопротивление соответственно термопары и проводов;

$R_б$ – электрическое сопротивление биметаллического корректора;

R_1 – сопротивление подгоночного резистора;

R_2 – сопротивление добавочного резистора, обеспечивающего постоянство внутреннего сопротивления милливольтметра;

R_3, R_4 – сопротивление рамки и терморезистора соответственно;

$E_{ХК}(t_1)$, $E_{ХК}(t_2)$ – *ТЭДС* в холодном и горячем спаях.

2.2.5 Погрешности термометров

Все термометры имеют методическую, динамическую и инструментальную погрешности.

Методическая погрешность возникает из-за разности температур термопреобразователя и измеряемой среды.

В термометрах сопротивления она возникает от нагрева протекающим током по теплочувствительному элементу измерительной схемы, а также от непостоянства напряжения питания.

В термоэлектрических термометрах она возникает из-за изменения температуры холодных концов термопары появления паразитных *ТЭДС* в местах соединения проводников из разнородных материалов, а также из-за неполного торможения газа в термометрах выходящих газов.

Для уменьшения методических погрешностей в термоэлектрических термометрах применяют биметаллические корректоры, электрические компенсаторы, применяет специальные провода, а также включение в схему термочувствительных резисторов с положительным или отрицательным *ТКС* в зависимости от термопреобразователя, включением терморезисторов по трех проводной схеме и т.д. В этом случае сопротивление двух проводов, соединяющих терморегулятор с мостовой схемой, включается в два смежных плеча (рисунок 2.14).

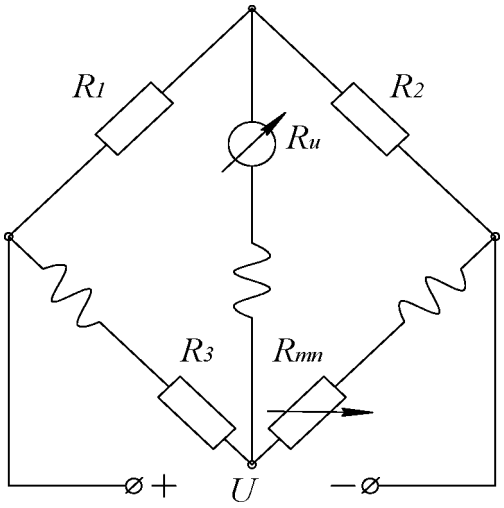


Рисунок 2.14 – Схема включения терморезисторов по трех проводной схеме

Кроме того, возникают погрешности от гистерезиса, трения и других причин. Поэтому в процессе эксплуатации термометры проходят периодическую проверку.

Динамическая погрешность характеризуется постоянной времени τ термометра и зависит от многих причин. Для ее уменьшения в приемниках устанавливают бронзовые посеребренные пластины (для более быстрой теплопередачи), термопары крепят к медному кольцу, уменьшают объем камер торможения при измерении температуры газов.

В среднем τ для термометров применяемых в авиации равна *2–3 сек.*

2.2.6 Биметаллические термометры

Принцип действия основан на использовании разности коэффициентов линейного расширения двух разнородных материалов. Чувствительный элемент обычно имеет форму винтовой или спиральной биметаллической пластины, изготовленной из стали (α_1=19·10^{-6} K^{-1}) и инвара (α_2=1·10^{-6} K^{-1}). На рисунок 2.15 и 2.16 изображены биметаллические термометры.

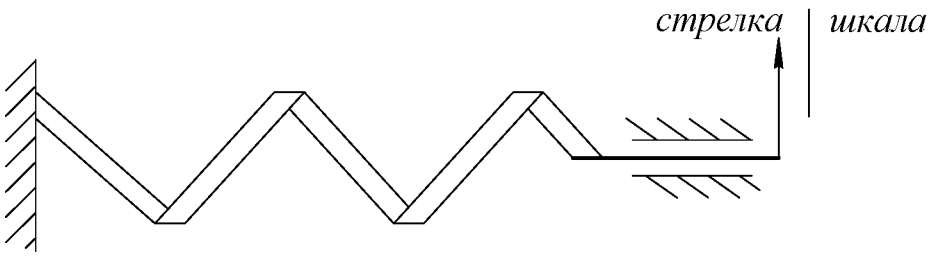
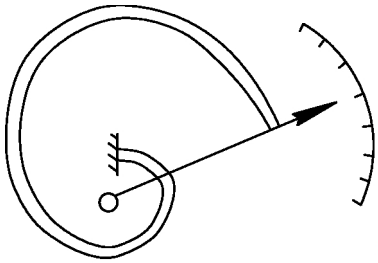


Рисунок 2.15 – Винтовая пластина



Заменить рисунок???

Рисунок 2.16 – Спираль

Применяется в кабине экипажа и салоне для измерения t^o воздуха *(ТВ-45),* t^o наружного воздуха (ТНВ-45) за бортом вертолетов, в качестве датчиков в системах регулирования. Диапазон измерения от *–60 до +70℃*. Погрешности ± *(1÷3) ℃.*

Достоинство – простота и надежность.

Недостаток – значительная инерционность (до *6* минут).

2.3 Авиационные измерители частоты вращения и вибрации.

Применяют для измерения частоты вращения винта двигателя, вала компрессора, турбины и т.д. Вращательное движение характеризуется частотой вращения и угловой скоростью ω. Точность измерения *0,5–1,0%.* Единицы измерения соответственно обороты в секунду (частота вращения) и радиан в секунду (скорость вращения), в системе СИ обе величины измеряют c^{-1}, которые связаны между собой отношением:

$$\omega = 2\pi n.$$

Если n представляется в оборотах в минуту, то отношение имеет вид:

$$\omega = \frac{\pi}{30} n.$$

По принципу действия тахометры бывают:

центробежные, стробоскопические, резонансные, магнитоиндукционные, постоянного тока, частотно-импульсные, поплавковые, фрикционные, жидкостные.

Методы измерения:

1. Абсолютный – непосредственно измеряется число оборотов за единицу времени;
2. Косвенный – используется преобразователи различного принципа действия.

В авиации наибольшее применение нашли магнитоиндукционные тахометры.

Достоинство – простота и линейность статической характеристики.

В наземном оборудовании применяются стробоскопические и электронные тахометры.

2.3.1 Магнитоиндукционные тахометры

На рисунок 2.17 изображен магнитоиндукционный тахометр с полым цилиндром.

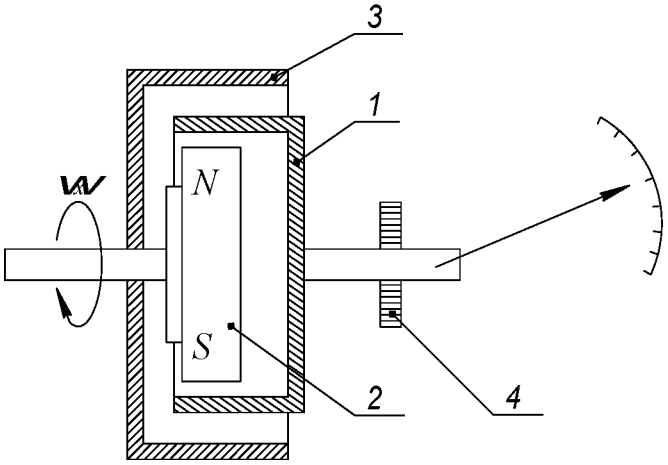


Рисунок 2.17 – Магнитоиндукционный тахометр с полым цилиндром

Состоит: *1* – тонкостенный электропроводящий полый цилиндр; *2* – вращаемый магнит; *3* – магнитопровод; *4* – спиральная пружина.

При вращении магнита с частотой, пропорциональной частоте вращения, в цилиндре (чувствительном элементе) за счёт магнитной индукции наводятся вихревые токи, которые создают своё магнитное поле.

Взаимодействие магнитных полей чувствительного элемента и постоянного магнита создаёт вращающий момент, приводящий к повороту оси чувствительного элемента, пропорционально частоте вращения.

Уравнение статической характеристики тахометра имеет вид:

$$\varphi = 12\frac{(B_\delta lD)^2 \delta p L_n N}{\rho_c E b_n h_n^{\,3}} n, \qquad (2.16)$$

где φ – угол закручивания пружины в радианах;

B_δ – индукция в воздушном зазоре между магнитом и магнитопроводом;

l – осевая длина цилиндрического магнита;

D – диаметр цилиндра чувствительного элемента;

δ – толщина стенок цилиндра;

p – число пар полюсов магнита;

L_n – длина пружины.;

N – безразмерный коэффициент, зависящий от геометрии полюсов;

ρ_c – удельное сопротивление материала цилиндра;

E – модуль упругости материала пружины;

b_n, h_n – ширина и толщина пружины;

n – число оборотов;

То есть $\omega = f(n)$ имеет линейный характер.

Передаточная функция тахометра имеет вид:

$$W(p)=\frac{K}{p^2+2d\omega_0 p+\omega_0^2}, \qquad (2.17)$$

где $K=\dfrac{M_{вр}}{J_п}$ – коэффициент, зависящий от параметров магнитной и подвижной систем;

$J_п$ – момент инерции подвижной части;

$d=\dfrac{K_д}{2\sqrt{CJ_п}}$ – степень затухания колебаний;

$K_д$ – коэффициент естественного демпфирования подвижной части;

C – жёсткость противодействующей пружины;

ω_0 – частота собственных колебаний подвижной части.

Если $d<1$ – колебательный процесс,

$d>1$ – апериодический процесс.

Обычно делают $d<1$, а для более быстрого затухания вводят специальные магнитоиндукционные демпферы.

Рассмотрим электрокинематическую схему тахометра с диском типа *ИТЭ–1* (рисунок 2.18).

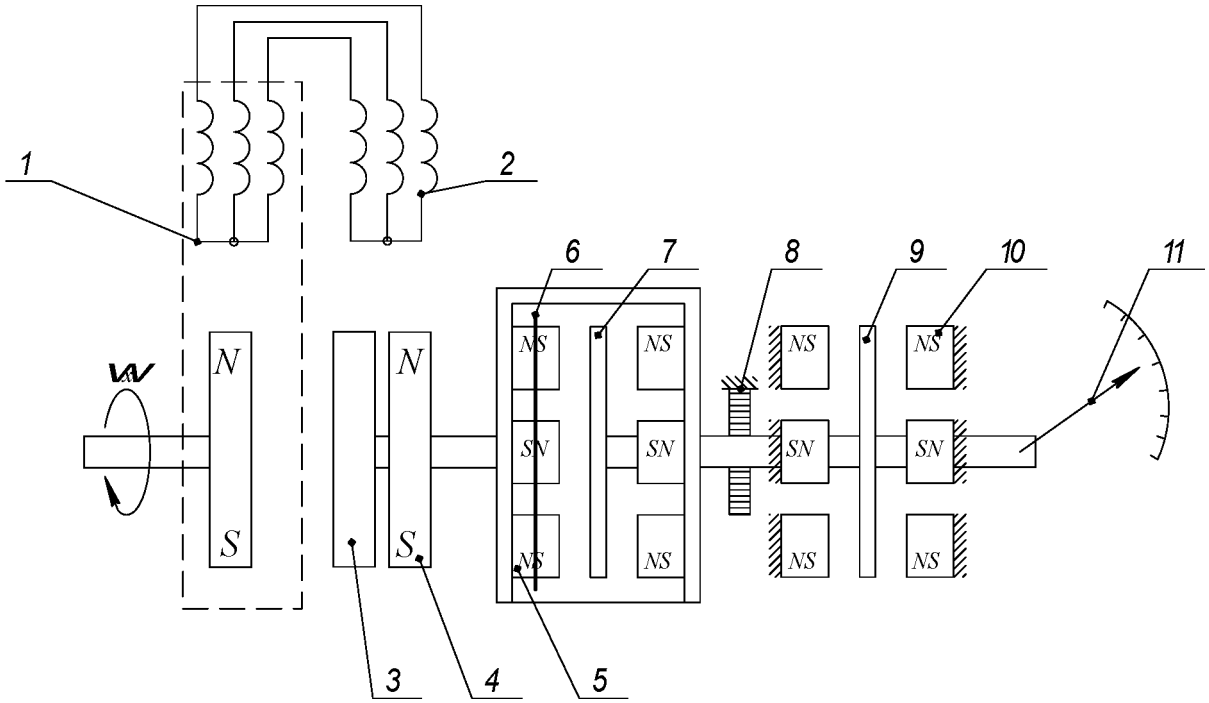


Рисунок 2.18 – Магнитоэлектрический тахометр ИТЭ–1

Напряжение от генератора *1*, частота которого пропорциональна частоте вращения ротора генератора ω, подаётся на статор *2* синхронного двигателя и создаёт

вращающееся магнитное поле. Это приводит к намагничиванию дисков *3*, которые выполнены из материала с большой коэрцитивной силы. Из-за большого гистерезиса и материала полюса дисков отстают на некоторый угол от вращающего магнитного поля, создавая вращающий момент. При частоте вращения близкой к синхронной, постоянные магниты *4* успевают взаимодействовать с полем статора, воспринимая полную нагрузку по закручиванию пружины. При резком изменении частоты вращения, гистерезисные диски опять взаимодействуют и помогают подвижной системе войти в синхронное вращение. Ротор двигателя вращает магниты *5* измерительного узла с термомагнитным шунтом *6*. В результате взаимодействие полей магнитов и диска *7*, последний поворачивается и закручивает противодействующую пружину *8*. По стрелке *11* чувствительного элемента ведётся отсчёт частоты вращения. При резких колебаниях частоты вращения подвижной системы, в диске *9* демпфера наводятся вихревые токи, магнитное поле которых, взаимодействует с полем постоянных магнитов *10*, успокаивает подвижную систему, устраняя резкие колебания стрелки.

Уравнение статической характеристики с диском имеет вид:

$$\varphi = 18,48 \frac{B_\delta{}^2 d_m^3 \delta_\partial r_0 p L_n}{\rho_c E b_n h_n^3 \sin\frac{\pi}{p}} n, \qquad (2.18)$$

где r_0 – расстояние от центра дисков до центров магнитов; d_m – диаметр цилиндрических магнитов; δ_∂ – толщина диска.

2.3.2 Погрешности магнитоиндукционных тахометров

Из формул 2.16, 2.18 видно, что магнитоиндукционные тахометры не имеют методических погрешностей, а инструментальная погрешность при нормальных условиях определяется трением в подшипниках измерительной системы и погрешностью градуировки шкалы. Дополнительная погрешность возникает из-за изменения температуры и при переходных процессах. Температурная погрешность вызывается изменением линейных размеров и характеристик магнитов, чувствительного элемента, линейных размеров пружины и модуля упругости её материала, индукции в рабочем зазоре и электрического сопротивления диска (цилиндра). Эти погрешности появляются с различными знаками, что приводит к частичной взаимной компенсации при их суммировании. Для уменьшения температурной погрешности в измерительном узле тахометра устанавливается термомагнитный шунт. При возрастании температуры уменьшается магнитная проницаемость шунта, в результате возрастает магнитное сопротивление шунта, тем самым контролируется изменение индукции в зазоре, что позволяет значительно уменьшить дополнительную температурную погрешность. При нормальных условиях такие тахометры позволяют измерить частоту вращения с точностью в пределах:

от 10% до 60% ————— ± 1,0%;

от 60% до 100% ———— ± 0,5%;

от 100% до 110% ———— ± 1,0% .

При установке на самолёт для каждого тахометра определяется реальная погрешность, которая вписывается в паспорт, и при эксплуатации тахометры подлежат периодической проверке.

2.3.3 Тахогенераторы постоянного и переменного тока

Применяются в качестве датчиков вращения в информационно-измерительных системах и системах регулирования частоты вращения. Тахогенераторы постоянного тока бывают двух видов. В первом случае внутри статорной обмотки помещается многополюсный магнит, соединённый с валом объекта. Достоинство в отсутствии трущихся частей. Во втором случае тахогенераторы представляют собой генератор постоянного тока с коллектором. Недостаток – наличие трущихся щёточных контактов. Частота вращения в обоих случаях определяется по величине *ЭДС*, которая в свою очередь определяется по формуле: $e = cBn$,

где: c – постоянный коэффициент, зависящий от конструкции генератора;

B – магнитная индукция в рабочем зазоре тахогенератора; n – число оборотов.

Тахогенераторы переменного тока бывают с выходным напряжением переменной частоты и с выходным напряжением постоянной частоты. В первом случае используют генератор переменного тока, выходная *ЭДС* и частота которого является линейной функцией частоты вращения ротора. Во втором случае тахогенератор представляет собой индукционную машину с полым ротором, внутри или снаружи которого размещены две взаимно перпендикулярные статорные обмотки. Одна обмотка питается переменным током постоянной амплитуды и частоты. На выходе второй обмотки при вращении возбуждается *ЭДС*, амплитудное значение которой пропорционально частоте вращения ротора, соединённого с валом контролируемого объекта. Недостатками тахогенераторов переменного тока является температурная нестабильность магнитной индукции, влияние несущей частоты, момента нагрузки и электрического сопротивления обмотки ротора на результат измерения.

2.3.4 Измерители вибрации

Вибрация в основном возникает из-за наличия неуравновешенных центробежных сил, вызванных дисбалансом вращающихся частей двигателя. Разрушение и повышенный износ частей двигателя ведут к возрастанию вибрации. Поэтому по амплитуде вибрации двигателя можно судить о его техническом состоянии.

Вибрация описывается уравнением

$$s_в = S_в \cdot sin\omega_в t, \qquad (2.19)$$

где $s_в$ – текущее значение виброперемещения; $S_в$ – амплитуда вибрации; $\omega_в$ – круговая частота вибрации.

Кроме того, вибрация характеризуется такими параметрами, как частота f, виброскорость Vв, виброускорение $a_в$ или виброперегрузка $n_в$, которые связаны между собой соотношениями:

$$V_в = \frac{dS_в}{dt} = S_в \cdot \omega_в \cdot \cos \omega_в t \;;$$

$$a_в = \frac{dV_в}{dt} = -S_в \cdot \omega_в^2 \cdot sin\omega_в t \;;$$

$$n_в = \frac{a_в}{g} = \frac{f_в^2 \cdot S_в}{250},$$

где g - ускорение свободного падения.

Измеряются приборами:

– виброперемещение – виброметры перемещения;

– скорость вибрации – виброметры скорости;

– виброускорение – виброметры ускорения.

Во всех виброметрах используется инерционный метод. Датчик виброметра имеет следующую конструкцию (рисунок 2.19).

Перемещение x корпуса виброизмерительного преобразователя ВИП, относительно магнита *2* описывается уравнением

$$\ddot{x} + 2d \cdot w_0 \cdot \dot{x} + w_0^2 \cdot x = S,$$

Состоит из корпуса *1* (вибрирующего элемента), инерционной массы *2* (невибрирующего элемента), соединенной с корпусом при помощи пружин *3*, и передающего магнитоиндукционного преобразователя *4*, который обеспечивает передачу сигнала.

Перемещение *x* корпуса виброизмерительного преобразователя *ВИП*, относительно магнита *2* описывается уравнением

$$\ddot{x} + 2d \cdot w_0 \cdot \dot{x} + w_0^2 \cdot x = S,$$

где $\omega_0 = \sqrt{\frac{c}{m}}$ – собственная круговая частота,

c – жесткость пружины, m – масса магнита,

$d = \frac{k}{2\sqrt{Cm}}$ – коэффициент относительного затухания,

k – коэффициент демпфирования.

– собственная круговая частота,

c – жесткость пружины, m – масса магнита,

$d = \frac{k}{2\sqrt{Cm}}$ – коэффициент относительного затухания,

k – коэффициент демпфирования.

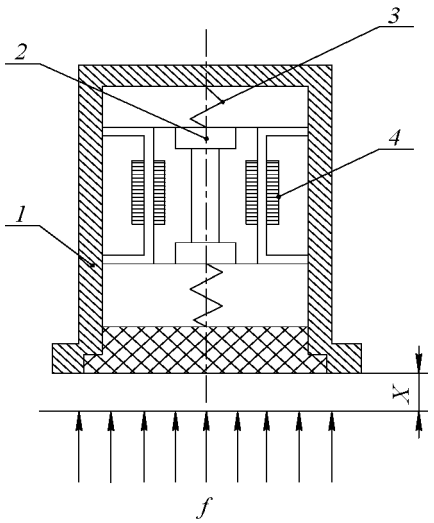


Рисунок 2.19 – Конструкция датчика виброметра

Амплитудно-частотная характеристика АЧХ ВИП описывается уравнением

$$\lambda = \frac{\gamma^2}{\sqrt{(1-\gamma^2)^2 + 4d^2\gamma^2}}, \qquad (2.20)$$

где $\lambda = \frac{x}{x_{max}}$ – относительная амплитуда вибрации,

$\gamma = \frac{\omega}{\omega_0}$ – относительная частота вибрации.

На рисунке 2.20 изображена *АЧХ ВИП.*

При $\gamma >> 1$ чувствительность ВИП приближается к *1*. В этом случае *ВИП* работает в режиме измерения виброперемещения. Для этого следует применять пружины мягкой жесткости.

При $\gamma < 0{,}5$ *ВИП* работает в режиме измерения виброускорений. Пружины должны обладать большей жесткостью.

При $0{,}5 < \gamma < 1{,}5$ *ВИП* измеряет виброскорость.

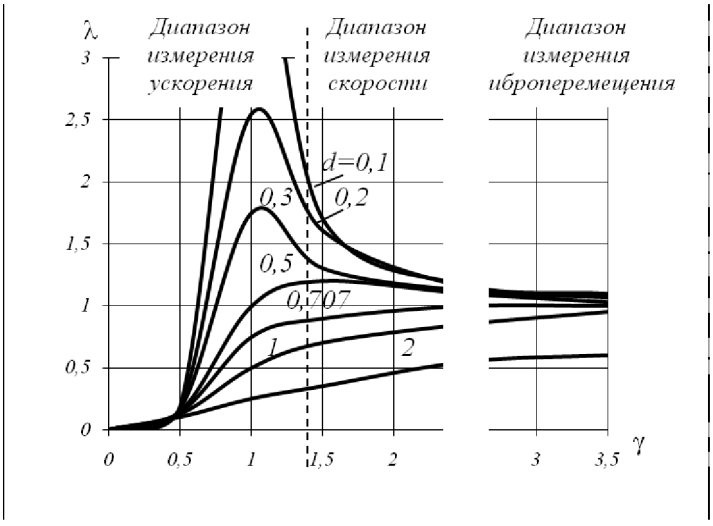


Рисунок 2.20 – Амплитудно-частотная характеристика виброизмерительного преобразователя

В турбореактивных двигателях *(ТРД)* частота вращения роторов изменяется в зависимости от требуемой тяги, и вибрацию, следовательно, необходимо контролировать в определенном частотном диапазоне, а нормируют уровень вибрации по допустимому значению виброскорости приборами *ИВ-200*, *ИВ-300*, структурная схема которых приведена ниже (рисунок 2.21).

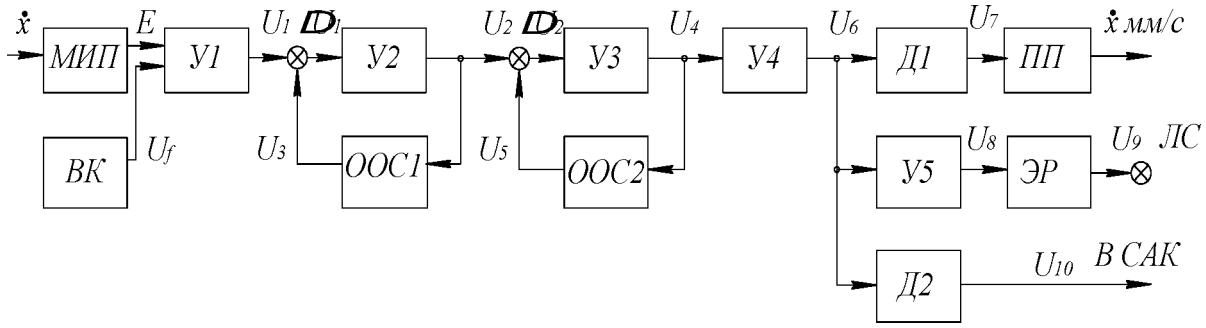


Рисунок 2.21 – Структурная схема измерителя виброскорости

Работа. *ЭДС* с магнитоиндукционного преобразователя *МИП* после усиления усилителем *У1*, обладающим большим и постоянным входным сопротивлением, усиливается двумя усилителями *У2, У3*, каждый из которых охвачен частотно-зависимой отрицательной обратной связью *(ООС1, ООС2)*. Последовательное включение усилителей *У2* и *У3* с *ООС* позволяет получить требуемую полосу пропускания частот в несколько десятков Гц.

Выходной сигнал *U4* с усилителя *У3*, усиленный по напряжению и мощности усилителем *У4*, поступает на детекторы *Д1* и *Д2*, и соответственно на показывающий прибор *ПП* и в систему автоматического контроля *САК*. Одновременно сигнал *U6* подается на усилитель *У5*. Если выходное напряжение *U8* достигает заданного предельного значения виброскорости, срабатывает электронное реле *ЭР*, включающее световую сигнализацию *ЛС*.

Структурная схема виброметра ускорения типа *ИВ-41* приведена ниже (рисунок 2.22).

Работа. ЭДС с *МИП* фиксированной частоты, в несколько единиц *Гц*, необходимо усилить, что обеспечивается включением частотно-зависимой отрицательной обратной связью *ООС* в усилителе *У*. Усиленное напряжение *U1* после детектора *Д* поступает на показывающий прибор *ПП* и на вход ждущего мультивибратора *М*. Мультивибратор срабатывает при достижении предельного значения уровня виброускорения. При этом включается электронное реле *ЭР* и загорается лампа световой сигнализации предельного значения виброускорения.

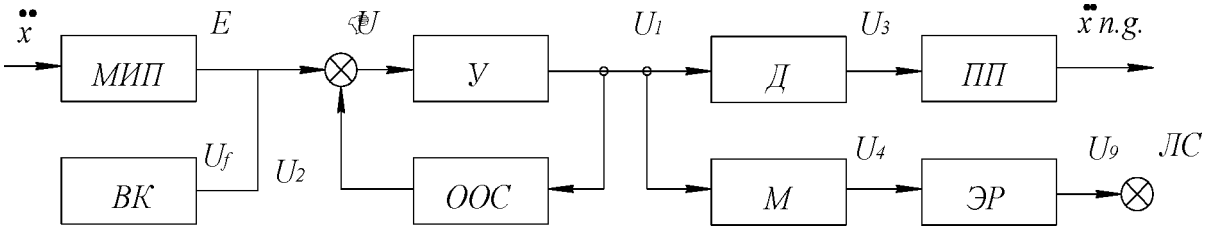


Рисунок 2.22 – Структурная схема виброметра ускорения

Каждый прибор имеет систему встроенного контроля работоспособности, в которой с помощью кнопки подается напряжение определенной частоты на вход канала усиления. При исправном виброметре загорается сигнализация, и прибор показывает соответствующее значение вибрации.

Приборы виброметров скорости и ускорения представляют собой миллиамперметры и различаются лишь в градуировке шкалы соответственно *мм/с* или *ng* , где *n =0 - 7*.

2.3.5 Погрешности измерителей вибрации

Основная погрешность виброметров в рабочем диапазоне не превышает ± *10%*.

Методическая погрешность возникает из-за несовпадения направления вибрации с осью *ВИП*. Кроме того, изменения магнитной индукции постоянного магнита *ВИП* из-за старения материала и температурных изменений приводят к изменению чувствительности *МИП*. Такие погрешности возникают из-за изменения коэффициента демпфирования, нестабильности коэффициента усиления усилителя, изменения параметров показывающего прибора и т.д.

Все виброметры при *ТО* проверяют с помощью специальной установки. Для уменьшения действия вибрации на приборы самолёта, их устанавливают на специальные амортизаторы.

2.3.6 Указатели заданного положения

Предназначены для индикации положения дистанционно управляемых частей самолета (закрылков, стабилизатора, руля высоты и т.д.).

На рисунке 2.23 представлена схема указателя заданного положения.

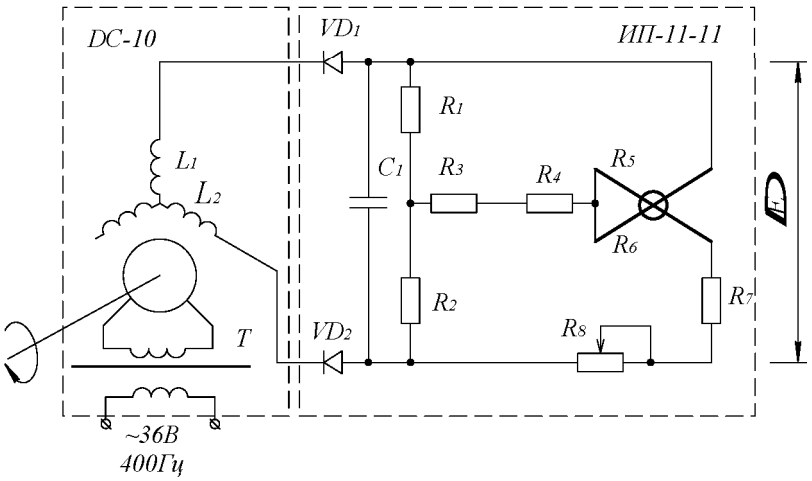


Рисунок 2.23 – Схема указателя заданного положения

ДС-10 – датчик сельсинный.

ИП-11-11 – индикатор положения.

Две статорные обмотки сельсинного датчика включены в два плеча моста переменного тока, двумя другими плечами которого являются резисторы *R1* и *R2*. Указателем является логометр с обмотками *R5* и *R6,* для работы которого включены выпрямляющие диоды *VD1, VD2* и конденсатор *C1*.

Работа. В исходном состоянии в обмотках *L1* и *L2* находятся *ЭДС*, равные по амплитуде, следовательно, мост сбалансирован. При повороте ротора в обмотках *L1* и *L2* индуктируются *ЭДС*, различные по амплитуде, мост выходит из равновесия, появляется ΔE, пропорциональная углу поворота ротора.

Погрешность измерения угла поворота в пределах от 0° до 90° составляет $\pm$ *3%* и в некоторых указателях она не превышает $\pm$ *1%.*

2.4 Измерители высотно-скоростных параметров. Общая теория

Высоты различают: абсолютная - относительно уровня моря; относительная – относительно взлета и посадки; истинная - относительно местности при полете.

Методы измерения: барометрический, радиотехнический, акустический, оптический и др.

В авиации используются наиболее широко барометрический и радиотехнический методы.

Барометрические высотомеры работают по принципу измерения давления, которое с возрастанием высоты падает. Так как в разное время года и в разных районах давление и температура непостоянны у поверхности Земли, то используется понятие условной атмосферы в соответствии с ГОСТ 4401-73. Среднее изменение температуры с подъёмом на высоту до *11000* метров по этому ГОСТу учитывается с помощью температурного градиента высоты $\tau_n = 0{,}0065$ *К/м.* Зависимость температуры от высоты имеет вид:

$$T = To - \tau_n H. \qquad (2.21)$$

На высотах от *11000* метров до *20000* метров температура T не меняется и равна *216,65 К*, а на больших высотах она меняется по другому закону.

Барометрическая формула для диапазона высот до *11000* метров в пределах от нуля до Н выглядит так:

$$p = P_0\left[1-\frac{\tau_в}{T_0}H\right]^{\frac{g_0}{\tau_в R_{уд}}}, \qquad (2.22)$$

где $R_{уд}$ – удельная газовая постоянная. Для воздуха $R_{уд} = 287{,}05287$*Дж/(кг К);*

g – ускорение свободного падения.

Для больших высот *(от 11 до 20 км)* формула имеет вид:

$$p = P_{11}e^{-\frac{g_0(H-H_{11})}{R_{уд}T_{11}}}, \qquad (2.23)$$

где P_{11}=*22632 Па* – давление на высоте *11 км;*

T_{11}=*216,65 К.*

Решив формулы (3.13) и (3.14) относительно Н, найдем:

$$H = \frac{T_0}{\tau_в}\left[1 - \left(\frac{P}{P_0}\right)^{\frac{\tau_в R_{уд}}{g_0}}\right] \quad \text{для } H \le 11км \text{ и} \tag{2.24}$$

$$H = H_{11} + \frac{R_{уд} T_{11}}{g_0} ln \frac{P_{11}}{P} \quad \text{для } 11км < H \le 20\ км, \tag{2.25}$$

т.е. при известных P_o, To или P_{11}, T_{11} можно измерить высоту в функции от давления. Обычно измеряют манометром абсолютного давления, шкала которого отградуирована в единицах высоты.

2.4.1 Приёмники воздушных давлений

Под статическим давлением P понимают давление, оказываемое воздушной средой на единицу боковой поверхности тела, движущегося в воздушной среде с её скоростью.

Под полным давлением $P_п$ понимают давление, приходящееся на единицу поверхности тела, плоскость которого перпендикулярна вектору скорости V набегающего потока.

Статическое и полное давления измеряются приёмниками воздушных давлений *ПВД*, которые конструктивно могут быть объединены. Рассмотрим приёмник полного давления (рисунок 2.24).

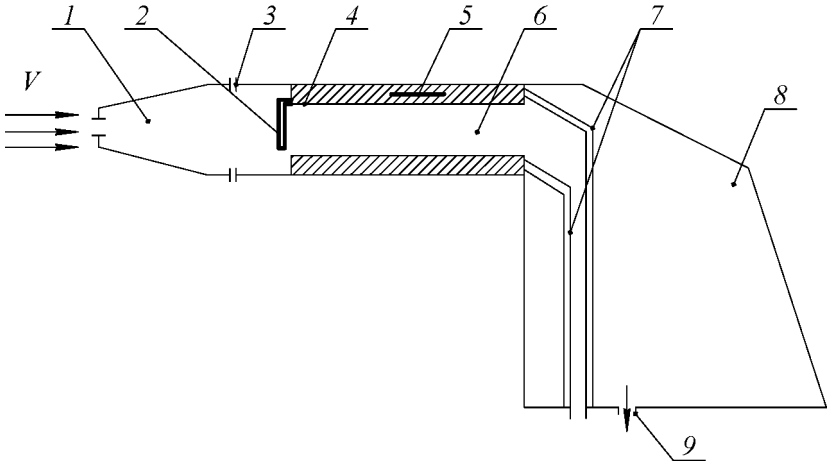


Рис. 2.24 – Приёмник полного давления

Обозначения: *1* - приемная камера; *2* - козырек; *3* - дренажное отверстие; *4* - корпус датчика; *5* - нагревательный элемент; *6* - трубка; *7* - провод; *8* - камера полного давления; *9* - штуцер (пневмопровод).

Воздушный поток со скоростью V тормозится у входа в камеру *1*. В результате давление в камере равно полному давлению $P_п$, которое через трубку *6*, камеру *8* и пневмовывод *9* посредством штуцера подключается к магистрали полного давления.

Дренажные отверстия *3* с козырьком *2* предназначены для отвода влаги из камеры *1*. Приёмник обогревается элементом *5* из никелевой проволоки, подключаемым через провода *7* к бортовой сети $\pm 27\ В$.

В одном конструктивном корпусе может быть приёмник полного и статического давлений, но конструкция его отличается от рассмотренной.

Погрешности *ПВД:*

– из-за погрешности эксперимента (при снятии характеристик приёмников, вследствие неточности средств измерения);

– из-за неточности изготовления приёмника;

– вследствие влияния условий в месте установки приёмника на самолёте.

На рисунке 2.25 представлена система полного и статического давлений самолёта *А-320*, состоящая из трёх приёмников полного давления, шести приёмников статического давления, преобразователей давления *(ПД)* в последовательный код интерфейса обмена *ARINC-429* и аналоговых указателей. Трёхканальная система измерения полного и статического давлений позволяет наиболее точно производить вычисления значения этих давлений с учётом угла атаки и вычисления аэродинамической поправки.

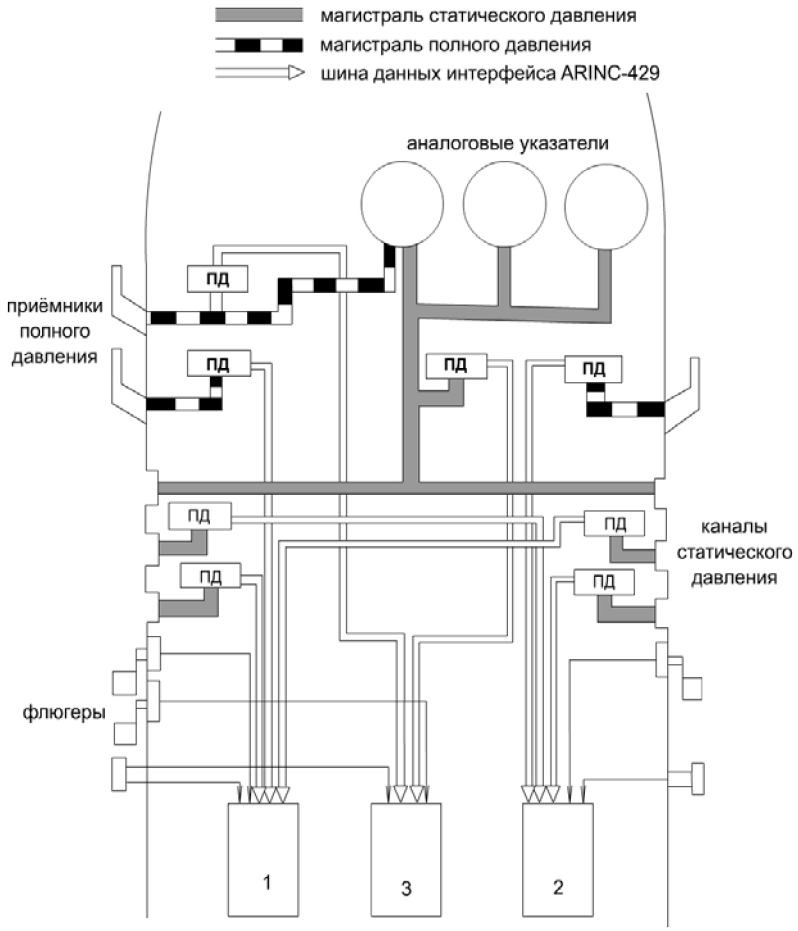


Рисунок 2.25 – Система полного и статического давлений самолёта А-320

Для компенсации аэродинамических погрешностей восприятия статического давления, может быть использован вычислитель аэродинамической поправки *ВАП*. На рисунке 2.26 приведен график ошибки статического давления, которая зависит от числа *M*, угла атаки, а также места установки датчиков на самолёте.

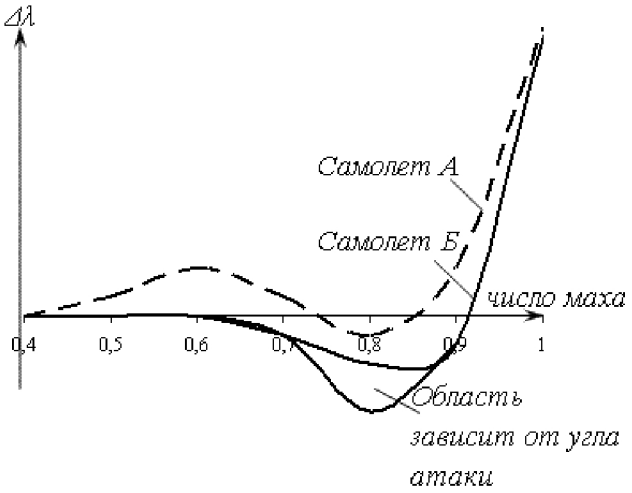


Рисунок 2.26 – Ошибка приёмника статического давления

Для уменьшения погрешностей на самолёте устанавливают несколько датчиков полного и статического давлений.

2.4.2 Методы определения высоты

Приборы, предназначенные для измерения высоты полета над земной поверхностью, называются высотомерами. Различают три высоты полета (рисунок 2.27): абсолютную — высоту относительно уровня моря; относительную — высоту относительно какого-либо места, например, аэродрома взлета или посадки; истинную — высоту над пролетаемой местностью. Абсолютную высоту полета важно знать при испытаниях самолетов. Относительная высота должна быть известна при взлете и посадке, а истинная высота — во всех случаях полета. Высоту полета относительно уровня с давлением 760 мм рт. ст. называют абсолютной барометрической высотой.

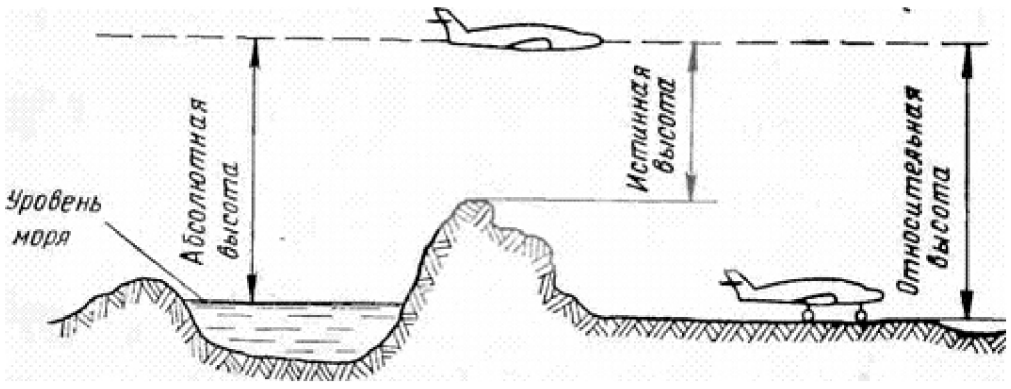


Рисунок 2.27 - Интерпретация абсолютной, истинной и относительной высоты полета

Известны следующие методы измерения высоты полета: барометрический, радиотехнический, инерциальный, ионизационный и т.д.

Барометрический метод основан на зависимости между абсолютным давлением в атмосфере и высотой. В этом методе измерение высоты сводится к измерению абсолютного давления с помощью барометра.

Радиотехнический метод определения высоты основан на измерении промежутка времени прохождения радиосигналом пути от самолета до земли и обратно до самолета. На этом же принципе измерения времени прохождения отраженным лучом основаны оптические методы измерения высоты.

Инерциальный метод измерения высоты полета основан на измерении вертикальных ускорений самолета и двойном интегрировании этих сигналов.

Ионизационный метод измерения высоты полета основан на зависимости ионосферной ионизации атмосферы от расстояния до Земли.

На высотах *20 – 80* км степень ионизации воздуха возрастает с увеличением высоты.

Наибольшее распространение получили барометрический и радиотехнический методы. Перспективными являются приборы, основанные на комплексировании барометрического, радиотехнического и инерционного методов измерения высоты.

2.4.3 Механические барометрические высотомеры

Основными элементами являются *УЧЭ* в виде анероидных коробок и *ПММ*. Герметичный корпус высотомера соединяется с приёмником статического давления. При изменении высоты меняется статическое давление, изменяется давление на мембраны анероидной коробки, перемещение которой через *ПММ* передаётся к стрелке прибора (рисунок 2.28).

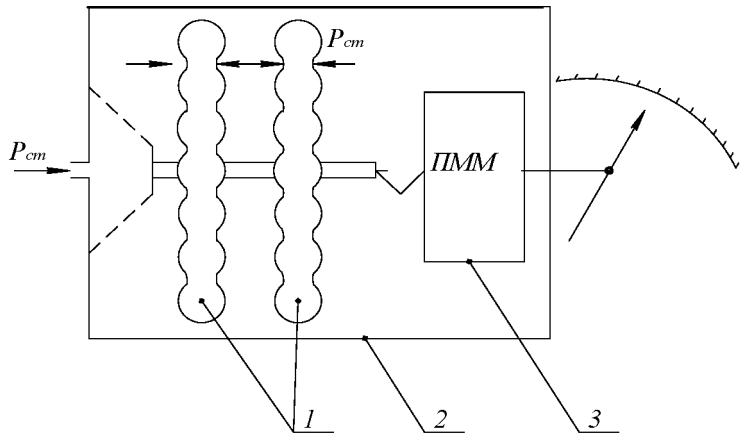


Рисунок 2.28 – Конструкция механического высотомера

Обозначения: *1* - анероидные коробочки; *2* - герметичный корпус; *3* - передаточно-множительный механизм.

Для получения линейной зависимости угла поворота стрелки в функции от высоты применяются анероидные коробки с логарифмическими характеристиками по давлению, что достигается соответствующей профилировкой гофр мембран.

Для возвращения стрелки прибора в нулевое положение при изменении атмосферного давления механизм высотомера выполнен поворотным, коррекцию по давлению вносят с помощью кремальеры. Перед взлётом кремальерой устанавливают стрелки высотомера в нулевое положение, а при изменении высоты относительно места посадки кремальерой по шкале давления устанавливают барометрическое давление места посадки. Так задают исходные нулевые отметки при измерении относительной высоты.

Количество анероидных коробок и способы их соединения в корпусе высотомера могут быть различными, при этом используются термокомпенсаторы в виде металлических пластин или стержней.

Методические погрешности возникают, прежде всего, оттого, что параметры атмосферы (давление, температура) нередко отличаются от данных стандартной атмосферы, на основе которых конструируется прибор.

Также они возникают из-за изменения рельефа местности относительно уровня моря. Отклонение параметров атмосферы от нормальной погрешности могут быть обусловлены изменением давления у Земли и изменением закона распределения температуры воздуха по высотам.

Для компенсации погрешности по высотам при измерении истинной высоты используются специальные географические карты, по которым вводятся поправки в показания высотомера или сведения, передаваемые по радио. Также вводятся поправки, учитывающие температуру у поверхности Земли, сведения о которой получают по радио. Поправки вводятся с помощью кремальеры поворотом стрелок относительно шкалы высотомера.

Наибольшие инструментальные погрешности механических высотомеров возникают при изменении температуры, которая колеблется от -60 до $+60$ °C, в то время, как градуировка высотомеров производится при нормальной температуре. Особенно сильное влияние на показания прибора оказывает изменение модуля упругости материала анероидной коробки от изменения температуры.

Погрешность от ΔT можно оценить по формуле

$$\Delta P_\tau = -\beta_E P \Delta T, \qquad (2.26)$$

где β_E - температурный коэффициент модуля упругости.

Если погрешность ΔP_τ выразить через ΔH_β, то можно получить:

$$\Delta P_\tau = \Delta H \xi_H, \qquad (2.27)$$

где $\xi_H = \frac{dP}{dH}$ – барометрический коэффициент.

К инструментальным погрешностям также относят погрешности измерения статического давления, которое искажается вследствие влияния аэродинамики самолёта, скорости и высоты полёта, аэродинамических качеств приёмника и места его расположения. Эти погрешности находят экспериментально при испытаниях самолёта и учитываются при определении суммарных поправок высотомера.

Барометрические высотомеры по своему устройству однотипны. Диапазон измеряемых высот лежит в пределах от *0* до *20* км и выше. Измерение высоты полета с помощью барометрического высотомера сводится к определению абсолютного давления в атмосфере.

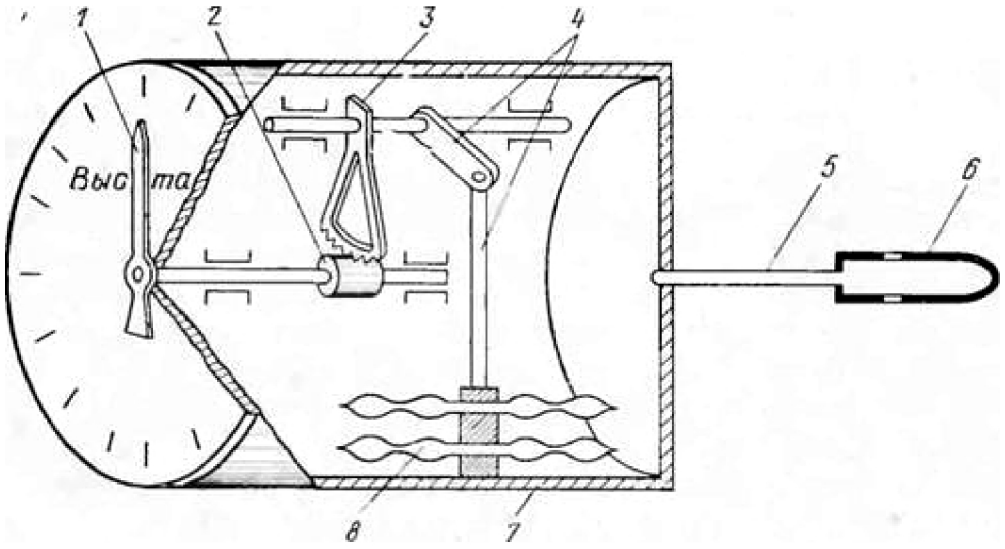


Рисунок 2.29 - Принципиальная схема барометрического высотомера

Обозначения: *1* - стрелка; 2 - трибка; *3* - зубчатый сектор; *4* - передаточный механизм; *5* - трубопровод; *6* - приемник статического давления; *7* - корпус; *8* - блок анероидных коробок.

Принципиальная схема барометрического высотомера представлена на рисунке 2.29. Чувствительным элементом, воспринимающим атмосферное давление, служит блок анероидных коробок *8*. Он состоит из двух анероидных коробок для повышения чувствительности прибора. Каждая анероидная коробка состоит из двух спаянных между собой гофрированных мембран.

Для правильного измерения атмосферного давления необходимо, чтобы блок анероидных коробок воспринимал статическое давление наружного воздуха на уровне полета. Давление воздуха внутри самолета, где расположен высотомер, может значительно отличаться от статического давления наружного воздуха. Поэтому блок анероидных коробок помещают в герметичный корпус *7*, который трубопроводом *5* сообщается с приемником статического давления *6*. Снаружи на блок анероидных коробок действуют силы статического давления воздуха. Эти силы уравновешиваются упругими силами коробок.

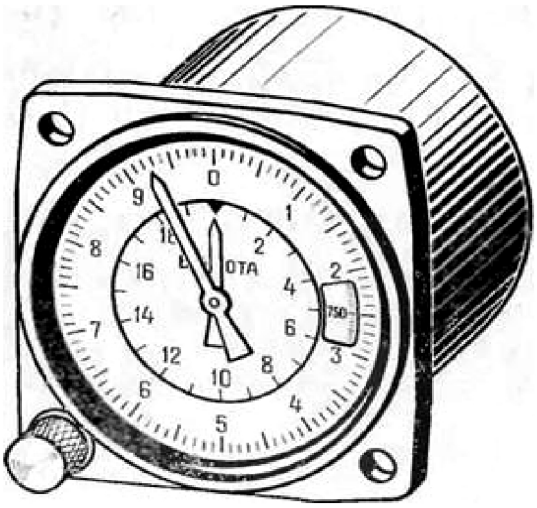


Рисунок 2.30 - Общий вид двухстрелочного высотомера

При подъеме на высоту давление, действующее на анероидные коробки, уменьшается и подвижный центр блока коробок перемещается. С подвижным центром связана кривошипно-шатунная передача *4*, которая поворачивает зубчатый сектор *3*.

Поворот сектора передается трибке *2*, на оси которой укреплена стрелка *1*. Стрелка поворачивается относительно неподвижной шкалы, которая проградуирована в единицах высоты. Для увеличения точности отсчета в современных высотомерах имеются две стрелки. Малая стрелка высотомера поворачивается на один оборот при изменении высоты в пределах измеряемого диапазона и служит для грубого отсчета. Большая стрелка поворачивается на один оборот при изменении высоты на один километр и служит для точного отсчета. Высота определяется по сумме показаний обеих стрелок.

Общий вид двух стрелочного высотомера показан на рисунке 2.30, а его кинематическая схема представлена на рисунке 2.31.

Механизм прибора смонтирован в герметичном корпусе диаметром 80 мм. Блок анероидных коробок *11* вместе с механизмом укреплен на основании 2.

От приемника статического давления по трубопроводам воздух подается внутрь корпуса прибора. Его статическое давление воспринимается анероидными коробками *11*. При изменении высоты полета коробки деформируются. Деформация коробок через укрепленный в верхнем (подвижном) жестком центре биметаллический компенсатор первого рода *10*, тягу *9*, биметаллический компенсатор второго рода *6* передается на валик *7*. При повороте валика *7* движется зубчатый сектор *4*, который вращает трибку *13* и большое зубчатое колесо *12,* сцепленное с малым зубчатым колесом *3*. На оси колеса *3* укреплена большая стрелка прибора. Малая стрелка прибора укреплена на полой оси *14*.

Параметры анероидных коробок и передаточного механизма выбраны такими, что при подъеме на высоту *1000 м* большая стрелка делает один оборот. Внешняя шкала прибора проградуирована в сотнях и десятках метров. Для отсчета единиц и десятков километров в высотомере имеется внутренняя шкала, возле которой движется малая стрелка. Если прибор измеряет высоту до *20 км, 10* при повороте малой стрелки на один оборот большая стрелка делает *20* оборотов. Для получения замедленного движения малой стрелки применен редуктор, выходное колесо которого укреплено на полой оси *14*, а входное — на оси большой стрелки. Передаточное число редуктора равно *1:20*. Прибор,

предназначенный для измерения высоты до *10 км*, имеет редуктор с передаточным числом *1:10.*

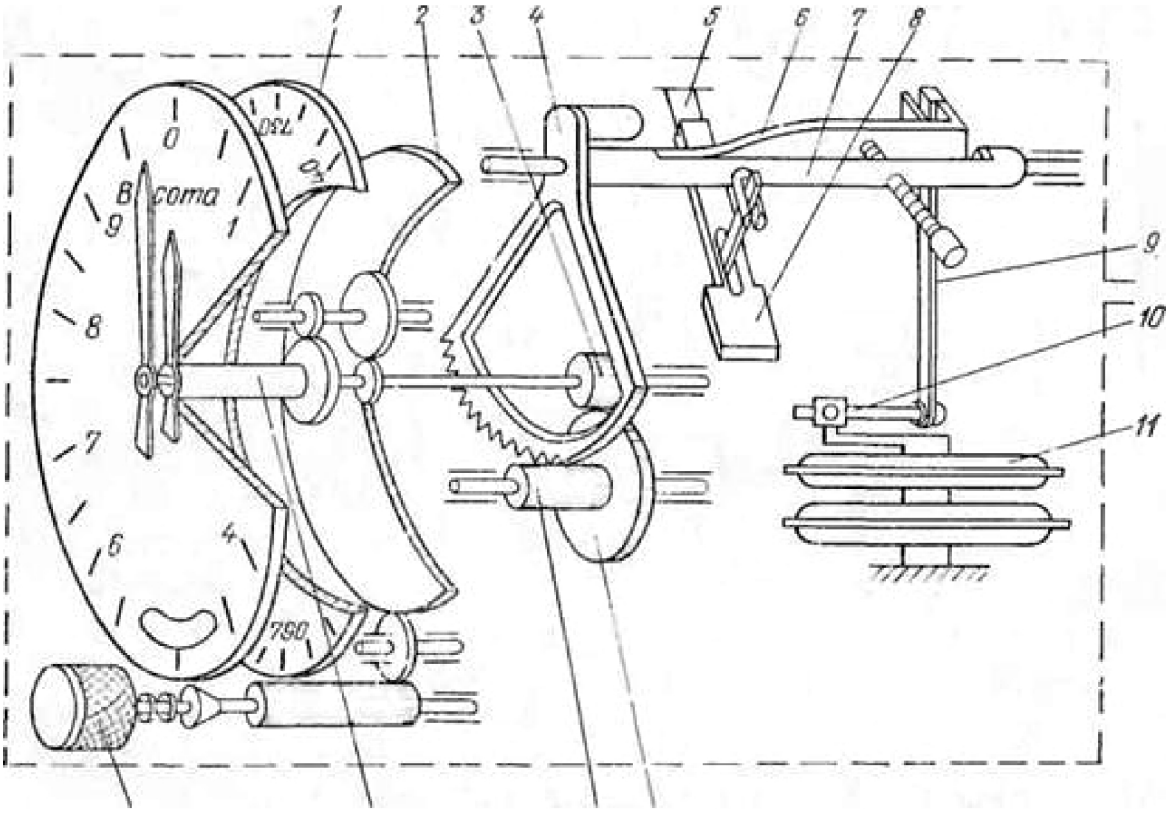


Рисунок 2.31 - Кинематическая схема двухстрелочного высотомера

Обозначения: *1* — барометрическая шкала; *2* — основание; *3, 12* — зубчатые колеса; *4* — зубчатый сектор; *5* — пружина; *6* — биметаллический компенсатор второго рода; *7* — валик; *8* — противовес; *9* — тяга; 10 — биметаллический компенсатор первого рода; *11* — анероидные коробки; *12* - зубчатое колесо; *13* — трибка; *14* — полая ось; *15* — ручка кремальеры.

Для уравновешивания массы блока анероидных коробок служит противовес *8*, шарнирно соединенный с валиком *7* посредством отдельной тяги.

Для перевода стрелок служит кремальера *15*, с помощью которой поворачивается основание *2* вместе с механизмом и блоком анероидных коробок. При повороте основания на некоторый угол большая стрелка смещается относительно шкалы высот на тот же угол, а малая стрелка — на угол, меньший в число раз, равное передаточному числу редуктора. Одновременно с основанием поворачивается барометрическая шкала.

Погрешности механического высотомера *ВМ–15ПБ* на разных высотах различны и составляют:

до *1800 м – ±40 м;*

до *3900 м – ±50 м;*

до *6000 м – ±60 м;*

до *7800 м – ±70 м;*

до *9600 м – ±80 м;*

до *11600 м – ±100 м;*

до *12100 м – ±110 м.*

Кроме того, на каждый высотомер имеется своя таблица высот, учитывающая на различных высотах суммарную инструментальную погрешность, с помощью которой можно выдерживать заданный эшелон полёта с заданной точностью.

2.4.4 Электромеханические высотомеры

Преобразователи давления применяются потенциометрического и индукционного типов.

Простейший преобразователь потенциометрического типа изображен на рисунке. 3.22.

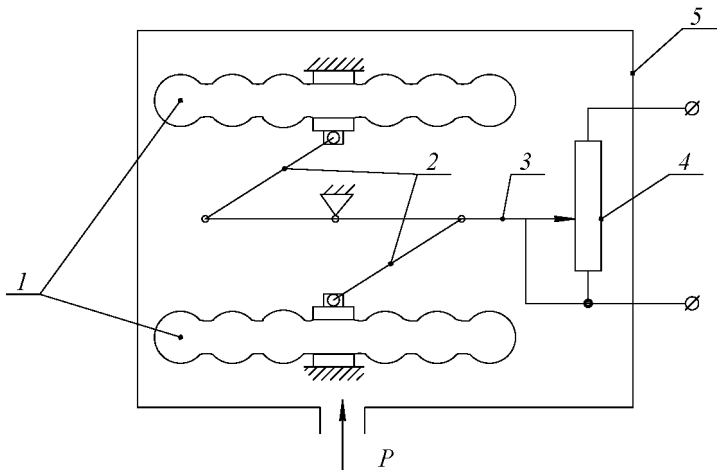


Рисунок 2.32 – Преобразователь давления потенциометрического типа

Обозначения: *1* - анероидные коробки; *2* - кривошипно-шатунная передача; *3* - щётка потенциометра; *4* – потенциометр; *5* - герметичный корпус.

Функциональная схема высотомера индукционного типа изображена на рисунке 2.33.

Статическое давление P_c поступает в герметичный корпус, где воздействуя на стенки анероидной коробки, соединённой с магнитопроводом, приводит последний во вращательное движение относительно точки O, в результате зазоры δ_1 и δ_2 в индукционном узле изменяются и в обмотках (L_1 и L_2) наводится *ЭДС*, различная по амплитуде и в противофазе, в зависимости от направления движения магнитопровода. С помощью фазочувствительного усилителя определяется разность фаз и амплитуды, и через двигатель и редуктор происходит поворот оси отчётного устройства и устанавливается соответствующее значение высоты. Одновременно происходит перемещение щёток потенциометров R_1, R_2 и значение абсолютной и относительной высоты выдаётся в виде относительных сопротивлений для обработки или измерения. С помощью устройства ввода кремальерой устанавливают давление P_0 перед взлётом у Земли.

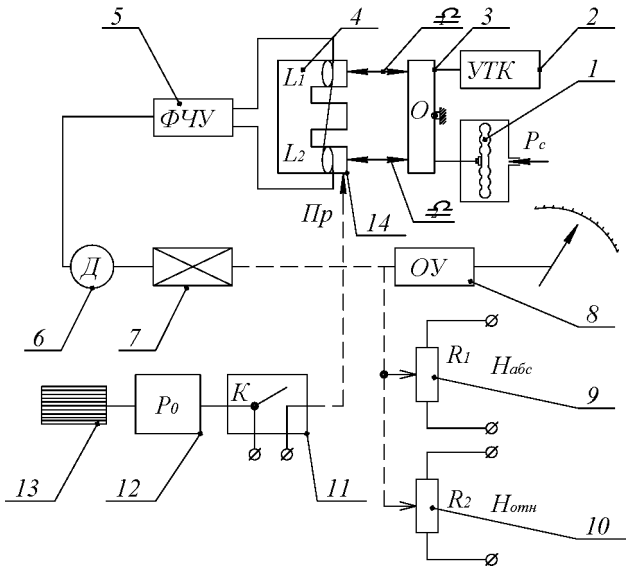


Рисунок 2.33 – Преобразователь давления индукционного типа

Обозначения: *1* – анероидная коробка; *2* – устройство температурной компенсации; *3* – магнитопровод индуктивного типа; *4* – индукционный узел с катушками *L1, L2.; 5* – фазочувствительный усилитель; *6* – двигатель; *7* – редуктор; *8* – отчётное устройство; *9* – потенциометр абсолютной высоты; *10* – потенциометр относительной высоты; *11, 12, 13* – устройство ввода атмосферного давления P_0

Электромеханический высотомер по сравнению с механическим обеспечивает более точное измерение относительной высоты полета за счет разгрузки чувствительного элемента с помощью следящей системы.

Статическое давление воспринимается чувствительным элементом ЧЭ — блоком анероидных коробок.

При изменении высоты полета происходит линейное перемещение на величину подвижного центра блока анероидных коробок, которое передается на якорь индукционного датчика ИД, входящего в состав следящей системы. При этом происходит 'изменение положения якоря относительно сердечника и на выходе индукционного датчика возникает сигнал рассогласования в виде напряжения, которое подается в усилитель *У*. Одновременно в усилитель подается напряжение, пропорциональное аэродинамической поправке. Суммарное напряжение после усиления подается на управляющую обмотку двигателя Д.

Кинематическая схема указателя *УВИД* представлена на рисунке 2.34. Двигатель через редуктор P_i и функциональное устройство канала высоты *(ФУ0)* перемещает сердечник индукционного датчика в согласованное положение с якорем и одновременно приводит в движение индикаторное устройство указателя (стрелку *СТ* и счетчик *СЧн),* с помощью которых производится отсчет измеренной барометрической высоты. Через редуктор P_i движение также передается на щетку потенциометра *П*, угол поворота которой пропорционален измеренной высоте.

Ввод значения давления производится вручную путем вращения рукоятки, расположенной на лицевой части указателя. От рукоятки движение передается через редуктор P_2 в функциональное устройство $Фур_o$, а затем в функциональное устройство высоты. Контроль вводимой величины P_o осуществляется по счетчику *СЧРо.*

Для автоматического определения аэродинамической поправки в комплекте высотомера УВИД имеется вычислитель аэродинамических поправок *ВАП*.

Статическое давление р воспринимается чувствительным элементом *ВАП* и преобразуется им в перемещение щетки потенциометра *П* к которому подается напряжение *U*, а снимается с него напряжение *U*, пропорциональное перемещению щетки и зависящее от статического давления.

Снимаемое с потенциометра *П* напряжение подается на потенциометр $П_2$, щетка которого перемещается от второго чувствительного элемента, воспринимающего динамическое давление. Снимаемое с потенциометра $П_2$ напряжение является функцией статического *Р* и полного $\underline{Р_п}$ давлений. Оно пропорционально аэродинамической поправке. Это напряжение поступает на вход усилителя *У*.

Чувствительным элементом является блок анероидных коробок *БА*. Один жесткий центр блока (левый) укреплен на основании прибора, а другой подвижный (правый) через термокомпенсатор *БМ* и тяги $Т_1$ и $Т_2$ соединен с якорем Я индукционного датчика.

Сердечник *С* индукционного датчика имеет *Ш*-образную форму. На нем размещены три обмотки. Первичная обмотка *ОВ* расположена на среднем стержне. К ней подводится напряжение питания. На крайних стержнях размещены вторичные обмотки, которые соединены между собой по дифференциальной схеме.

Ось вращения якоря *Я* и сердечника *С* индукционного датчика укреплена на качалке *К*, которая может поворачиваться вокруг оси 0_3. Под действием пружины *ПРз* качалка всегда прижата к рабочей поверхности кулачка *КЛ*, жестко связанного с червячным колесом *ЧК*.

В установившемся режиме зазоры между якорем и крайними стержнями сердечника равны. В этом случае во вторичных обмотках индукционного датчика наводятся одинаковые по величине э. д. с. Так как вторичные обмотки включены по дифференциальной схеме, то суммарная э. д. с. на выходе датчика будет равна нулю. Якорь относительно тяг $Т_1$ и $Т_2$ в данном случае удерживается с помощью пружин $ПР_1$ и $ПР_2$.

При изменении высоты полета и соответственно статического давления происходит перемещение подвижного центра блока анероидных коробок, которое через биметаллический компенсатор *БМ* и тяги $Т_1$ и $Т_2$ передается на якорь *Я* индукционного датчика. Якорь поворачивается вокруг оси 0_2 на некоторый угол. В результате нарушается равенство зазоров между якорем и крайними стержнями сердечника и на выходе индукционного датчика появляется напряжение, которое после усиления в усилителе подается на управляющую обмотку двигателя *Д*.

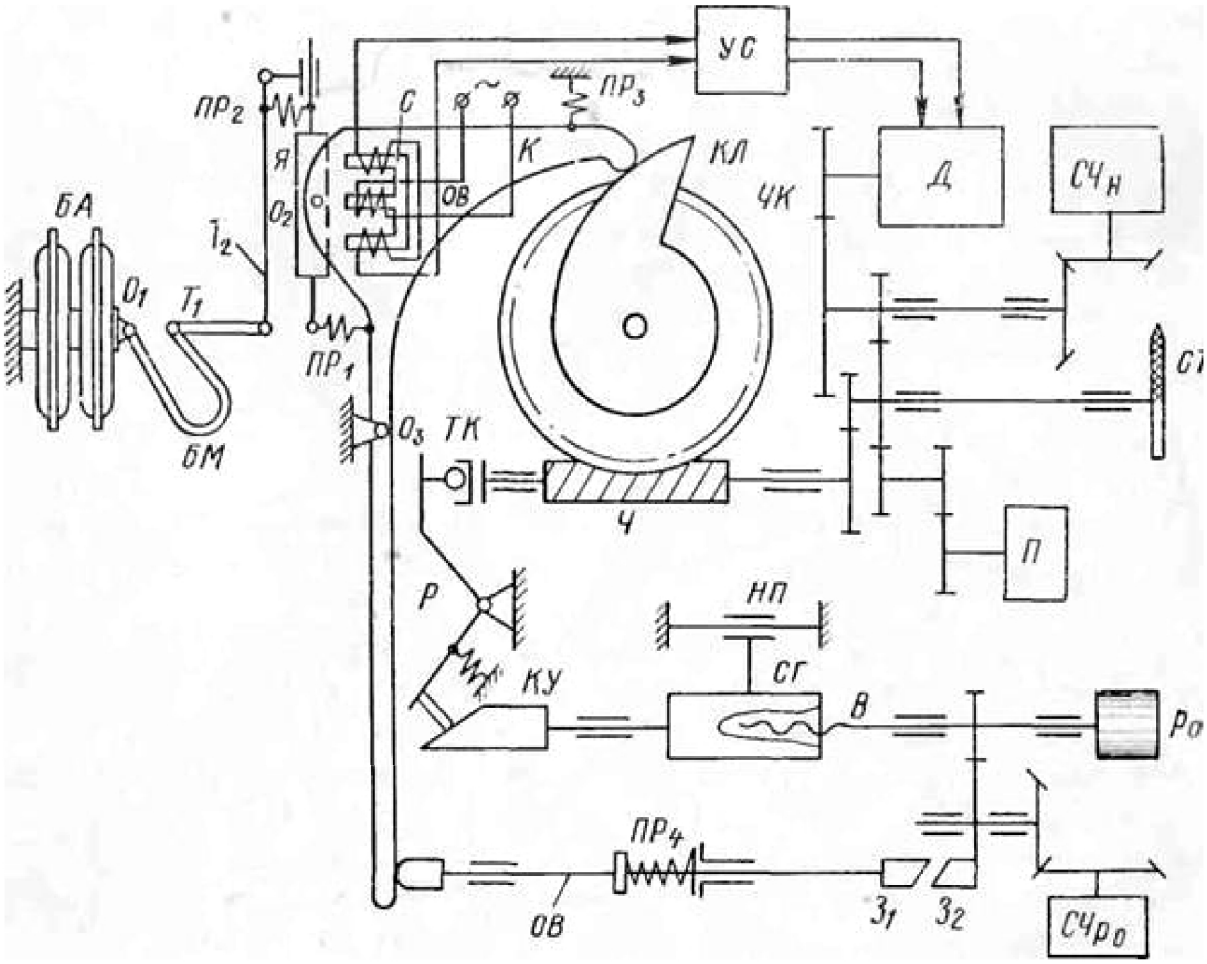


Рисунок 2.34 - Упрощенная кинематическая схема указателя УВИД

Двигатель через редуктор и червяк *Ч* поворачивает червячное колесо *ЧК* с укрепленным на нем кулачком *КЛ*. Поворот кулачка *КЛ* вызывает поворот качалки *К* с укрепленным на ней индукционным датчиком. При повороте качалки ось O_2 якоря занимает новое положение и якорь поворачивается вокруг оси O_2 в направлении, обеспечивающем равенство зазоров между якорем и крайними стержнями сердечника индукционного датчика.

Одновременно с этим двигатель через редуктор приводит в движение индикаторное устройство и щетку выходного потенциометра *П*.

Профиль кулачка *КЛ* выбран таким, что при перемещении подвижного центра блока анероидных коробок, пропорциональном величине статического давления, угол поворота кулачка будет пропорционален величине барометрической высоты. Следовательно, угол поворота счетчика стрелки *СТ* и щетки потенциометра *П* также пропорционален измеряемой высоте, что позволяет сделать шкалу прибора равномерной по высоте.

Передаточное число редуктора выбрано таким, что один оборот стрелки *СТ* соответствует изменению высоты на *1000 м*, а оцифровка шкалы позволяет отсчитывать высоты с точностью до *5 м*. По счетчику *СЧд* производится дискретный отсчет высоты через *10 м*.

В указателе высотомера предусмотрено специальное устройство, позволяющее вводить поправки на изменение давления P_o у земли. Ввод значений давления P_o

осуществляется путем вращения рукоятки $Р_0$, укрепленной на оси, которая оканчивается винтом *В*. С помощью этого винта и специальной гайки *СГ* вращательное движение рукоятки $Р_0$ превращается в поступательное движение гайки *СГ*, которая жестко связана с кулачком *КУ*. Направляющая *НИ* препятствует повороту гайки *СГ* вокруг оси.

При вращении рукоятки $Р_о$ кулачок *КУ*, перемещаясь поступательно, воздействует через рычаг *Р* и толкатель $Т_1$ на червяк *Ч*, перемещая его поступательно вдоль оси вращения. Осевое перемещение червяка *Ч* вызывает поворот на определенный угол червячного колеса *ЧК* и жестко связанного с ним кулачка *КЛ*, который, воздействуя на качалку *К*, нарушает равенство зазоров между якорем *Я* и крайними стержнями сердечника *С*. Вследствие этого на выходе индукционного датчика появляется напряжение, которое после усиления в усилителе подается на управляющую обмотку двигателя *Д*. Двигатель через редуктор будет поворачивать кулачок *КЛ*, а следовательно, и качалку К в положение, при котором восстанавливается равенство зазоров между якорем и крайними стержнями сердечника. Одновременно двигатель поворачивает счетчик *СЧл*, стрелку *СТ* и щетку потенциометра *П*.

Таким образом, вращение рукоятки $Р_0$ приводит к изменению показаний прибора. Визуальный отсчет введенного значения давления $Р_0$ осуществляется по показанию счетчика $СЧр_0$, который через редуктор связан с осью рукоятки $Р_0$.

С целью предотвращения выхода из строя указателя в нем предусмотрены специальные устройства, ограничивающие диапазон измерения высоты и ввода значений давления $Р_0$. Указатель выходит из строя в том случае, если при повороте кулачка КЛ против часовой стрелки произойдет сброс качалки К с максимального радиуса кулачка на минимальный.

Во избежание отказа прибора предусмотрен механический упор, состоящий из вала *ОВ*, который под действием пружины $ПР_4$ упирается в хвостовую часть качалки *К* при работе прибора в пределах измеряемой высоты между зубом *3*, расположенным на втором конце вала *ОВ*, и зубом *32*, расположенным на шестерке, кинематически связанной с ручкой $Р_0$, будет определенный зазор.

Если вращать ручку $Р_0$ в направлении, соответствующем вращению кулачка *КЛ* против часовой стрелки, то качалка *К* также будет поворачиваться против часовой стрелки, перемещая вал *ОВ* вправо. Зуб *31* упирается в зуб *32* и дальнейший поворот ручки $Р_0$ невозможен. Для компенсации температурных погрешностей чувствительного элемента в высотомере применен термокомпенсатор, представляющий собой скобу *БМ*, один конец которой соединен с подвижным центромблока анероидных коробок, а другой — с тягой *Т*. Этот компенсатор обеспечивает температурную компенсацию первого и второго рода погрешность измерения *ВЭМ-72ПБ* при нормальных условиях не превышает следующих значений:

От 0 м до 900 м – ±10 м.

От 900 м до 6000 м – ±15 м.

От 6000 м до 10100 м – ±20 м.

При прочих условиях погрешность увеличивается.

Сопротивление потенциометрического выхода $Н_{абс}$ и $Н_{отн}$ изменяется при изменении высот:

От 500 м до 15000 м: R1 от 73,4 Ом до 900 Ом; R2 от 926,6 Ом до 100 Ом.

Погрешности электромеханических высотомеров складываются из погрешностей механических высотомеров и погрешностей измерительной электросхемы. Методы устранения погрешностей такие же, как у электромеханических манометров. При рассогласовании показаний указателя P_0 с атмосферным давлением производят юстировку канала P_0.

Кроме того, для обеспечения определенного эшелона заданной высоты, отсчитываемой относительно P_0=*760 мм рт.ст.*, выбирают регламентируемую минимальную зону безопасности с учётом погрешностей высотомеров навстречу летящих самолётов, удвоенной аэродинамической погрешности восприятия статистического давления, удвоенной погрешности стабилизации заданной высоты. Коррекция производится специальными корректорами высоты, включёнными в автоматическую бортовую систему управления самолётом.

2.4.5 Электромеханические барометрические датчики высоты

Некоторые автоматические устройства на самолете нуждаются в получении входного сигнала (текущее значение высоты полета) в виде электрического напряжения. Для этих целей применяют датчики высоты. Принципиальная схема датчика высоты типа *ДВ-30*, созданного на базе механического высотомера, приведена на рисунке 2.35. В герметичный корпус датчика *ДВ* через штуцер подается воздух из системы статического давления. Перемещение подвижного центра блока анероидных коробок *1* с помощью передаточно-множительного механизма *2* вызывает поворот щетки *3* потенциометра *П*, с которого снимается напряжение U_n, пропорциональное высоте полета. Реостаты R_4 и *Кз* служат для регулировки схемы. В приборе *ДВ-30* значение давления у земли вводится вручную от блока задатчика давления *ЗД* поворотом рукоятки P_0 в центре шкалы и контролируется по указанию стрелки в пределах 640—780 мм рт. ст. При этом щетки реостатов R_1 и R_2, включенные последовательно с резистором R_m к источнику постоянного тока напряжением *27 В*, не меняя величину падения напряжения U, на резисторе $R_ш$, сдвигают на равную величину потенциалы точек *А* и *Б*. Этим достигается ввод поправки в измеряемую высоту $V_{нв}$ соответствии с фактическим значением давления P_0.

Датчики высоты типа *ДВ-15* регулируются на неизменное давление P_0 = *760 мм рт. ст.* На оси щетки потенциометра укреплена стрелка, которая по шкале указывает значение абсолютной барометрической высоты полета.

Разновидностью датчиков высоты являются корректоры высоты (например *КВ-11*), которые выдают сигнал, пропорциональный отклонению высоты от заданного значения, и сигнализаторы высоты, выдающие электрический сигнал при достижении заданной высоты полета.

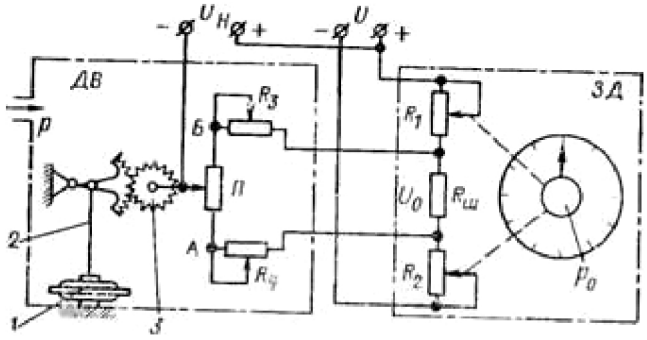


Рисунок 2.35 - Принципиальная схема датчика высоты

Обозначения: *1* - блок анероидных коробок; *2* - передаточно-множительный механизм; *3* – щетка.

2.4.5 Корректор – задатчик высоты типа КЗВ

Предназначен для выдачи сигналов в виде напряжений постоянного и переменного тока частотой *400 Гц*, пропорциональных отклонению ΔH самолёта от заданной высоты полёта. На рисунке 2.36 представлена упрощенная принципиальная схема корректора высоты *КВ-11*, который широко применяется на самолетах и вертолетах гражданской авиации. Он входит в комплект многих автопилотов.

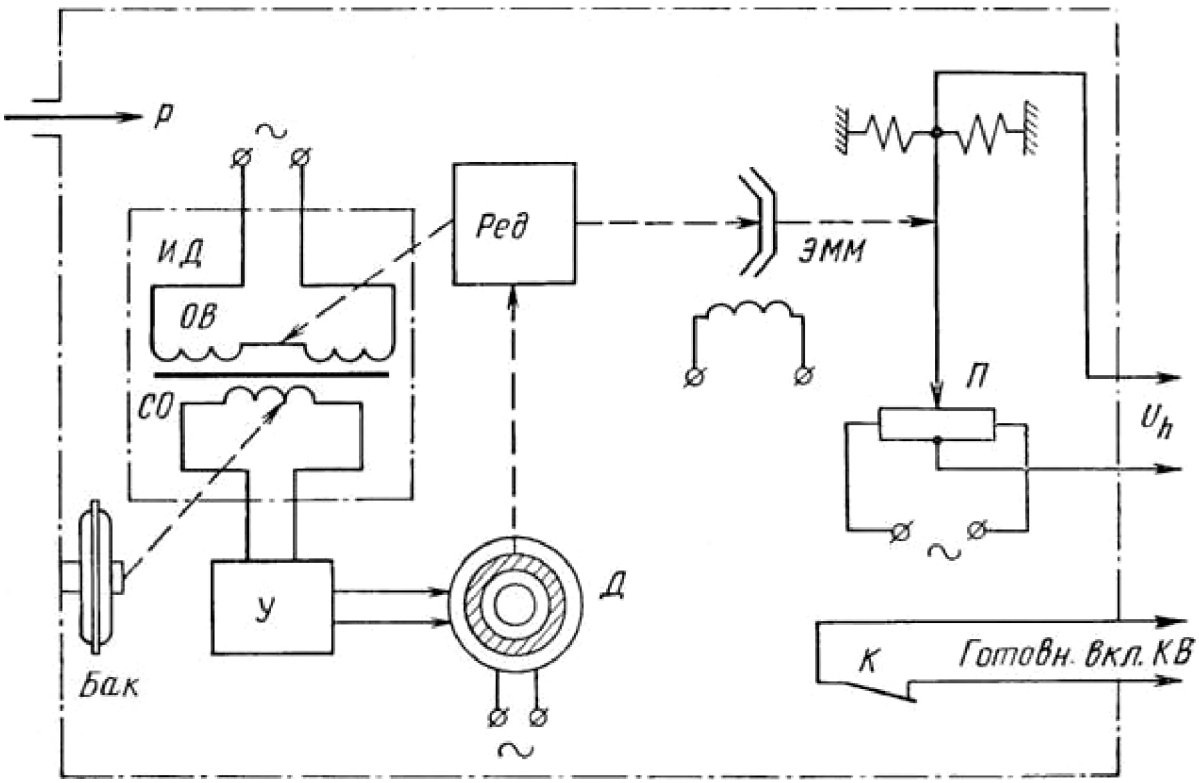


Рисунок 2.36 – Упрощенная схема корректора высоты

В основу работы корректора высоты положена следящая система на переменном токе. Чувствительным элементом корректора высоты является блок анероидных коробок *БАК*, помещенный в герметичный корпус. Внутренняя полость корпуса сообщается с системой статического давления самолета. При изменении высоты полета перемещается свободный центр анероидных коробок. Это перемещение передается на сигнальную обмотку *СО* индукционного датчика *ИД*. В сигнальной обмотке возникает напряжение, величина которого пропорциональна перемещению, а фаза зависит от направления перемещения.

Напряжение рассогласования с сигнальной обмотки поступает на усилитель, а затем на управляющую обмотку электродвигателя *Д*. Двигатель через редуктор перемещает обмотку возбуждения *ОВ* в такое положение, при котором сигнальная обмотка оказывается в среднем положении по отношению к обмотке возбуждения. При этом напряжение сигнальной обмотки становится равным пулю. Так работает корректор высоты, когда электромагнитная муфта *ЭММ* обесточена. В этом случае щетка потенциометра *П* удерживается пружинами в среднем положении и напряжение с него не снимается.

При включении корректора высоты срабатывает электромагнитная муфта, и щетка потенциометра механически соединяется с выходным валом редуктора. В этом случае при отклонении самолета от заданной высоты, на которой был включен корректор высоты, с потенциометра снимается напряжение U_n, пропорциональное отклонению h высоты от заданной.

При отключении корректора высоты (выключение питания электромагнитной муфты *ЭММ*) пружины возвращают щетку потенциометра в среднее (исходное) положение. В приборе предусмотрены контакты *К*, которые включены в систему сигнализации о совмещении щетки потенциометра со средней его точкой (сигнализация готовности корректора высоты к включению).

На рисунке 2.37 корректор работает с блоком сигнала готовности БСГ, который выдаёт сигнал готовности в режиме обнуления и сигнал исправности или отказа в режимах коррекции и программного управления.

КЗВ включает в себя: чувствительный элемент *(ЧЭ* с *ПММ);* индукционный преобразователь *(ИП);* фазочувствительный усилитель *(ФЧУ);* усилитель *(У);* двигатель *(М);* генератор скоростной обратной связи *(Г);* редуктор *(Р);* узел потенциометров *(В);* реле включения режима коррекции *(К1, К2);* реле включения режима “программа” *(К3, К4).*

Режим обнуления: входное давление *Р* изменяется с набором высоты, появляется ΔU после индукционного преобразователя, которое усиливается усилителем *У*, и поступает на управляющую обмотку двигателя *М*. Двигатель поворачивает щётки в узле потенциометров, выходное сопротивление в котором будет изменяться пропорционально значению *Н*. Одновременно редуктор поворачивает сердечник *ИП* до значения $\Delta U = 0$. Этот режим является подготовительным до набора высоты и включения коррекции.

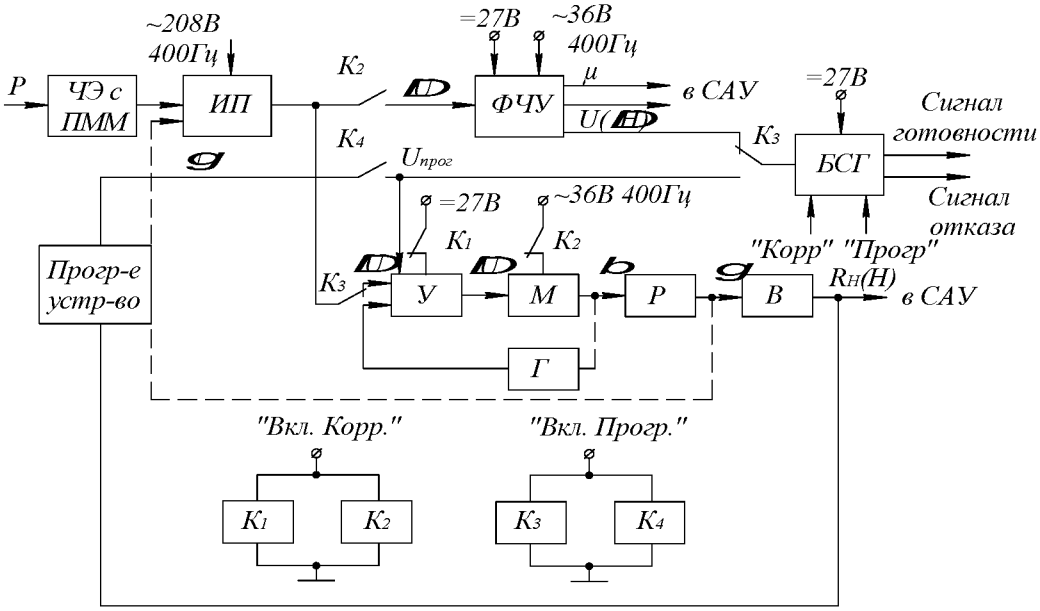


Рисунок 2.37 – Функциональная схема корректора - задатчика высоты

Режим коррекции включается оператором или программным устройством после набора высоты стабилизации. В этом случае питание *У* и *М* отключается с помощью реле K_1, K_2, и сигнал рассогласования ΔU не обнуляется и существует пока не будет достигнута высота стабилизации. Этот сигнал подаётся на ФЧУ, который, в свою очередь, подаёт потребителям сигнал в виде напряжений *U(=)* и *U(~)*.

В режиме работы от программного устройства *КЗВ* позволяет изменить высоту в соответствии с программой, что достигается изменением положения сердечника *ИП* механизмом корректора по программе, при отключенном *ИП* от усилителя с помощью реле K_3, K_4. Потенциометр программного устройства на схеме не показан, и он совместно с потенциометром узла *В* образует мостовую схему, выходной сигнал с которой поступает на усилитель *У*, и двигатель отрабатывает заданную высоту стабилизации, изменяя значения $R_H(H)$.

Погрешности *КЗВ* аналогичны погрешностям электромеханических высотомеров индукционного типа (т.е. *ВЭМ-72ПБ)*.

2.4.6 Указатель высоты и перепада давления в герметической кабине

Продолжительные полеты на больших высотах возможны только в герметических кабинах *(ГК)*. Для создания физиолого-гигиенических условий, при которых человек может нормально функционировать, параметры воздушной среды в *ГК* должны выдерживаться в следующих пределах: барометрическое давление в соответствии с графиками на рисунке 2.38; скорость изменения давления от *3* до *10 мм рт. ст./сек*; температура воздуха порядка *21° С;* влажность *40 ÷ 60%;* состав воздуха – O_2 – *21%*, *N* – *78%*.

Для выдерживания этих параметров в указанных пределах применяются соответствующие регулирующие устройства и контрольно-измерительные приборы. Одним из основных приборов является указатель высоты и перепада давления в герметической кабине.

Подобный прибор включает измеритель высоты в кабине и измеритель перепада давления между кабиной и наружной средой.

Поскольку давление в *ГК* выше, чем в окружающей среде, то "высота" в кабине будет ниже фактической высоты полета. Знание высоты в *ГК* необходимо для того, чтобы своевременно перейти на пользование кислородным прибором. Измеритель перепада давления служит для контроля исправности работы системы регулирования давления воздуха в кабине.

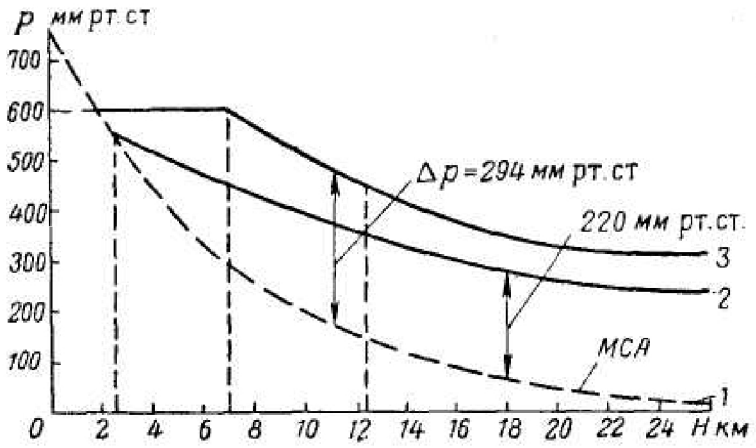


Рисунок 2.38 - График изменения давления

Где: *1* – стандартная атмосфера; *2* – давление в *ГК* одноместных самолетов; *3* – давление в *ГК* многоместных самолетов.

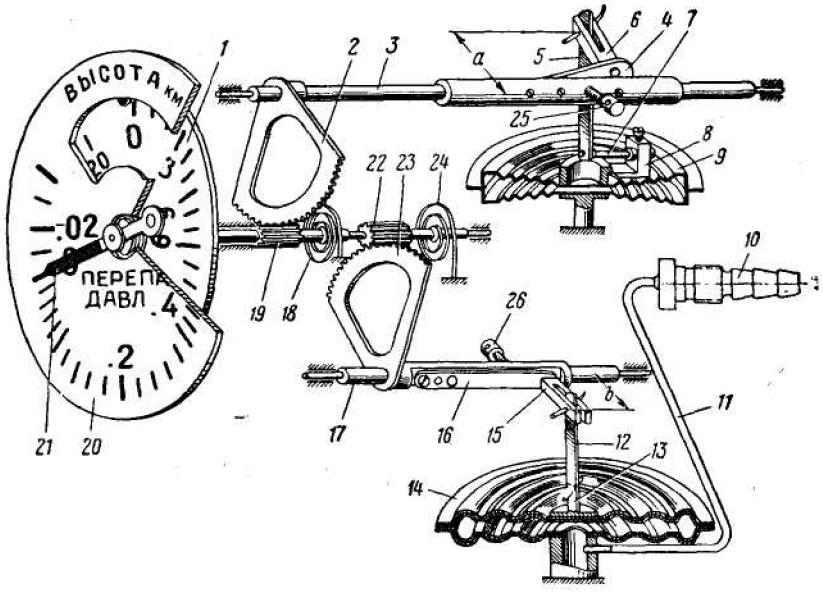


Рисунок 2.39 - Кинематическая схема прибора

Обозначения: *1* – шкала; *2* – сектор; *3* – ось; *4* – компенсатор второго рода; 5 – тяга; *6* – серьга; *7* – компенсатор первого рода; *8* – подвижный центр; *9* – анероидная коробка; 10 – штуцер; *11* – трубопровод; *12* – тяга; *13* – подвижный центр; *14* – манометрическая коробка; 15 – серьга; *16* – компенсатор второго рода; *17* – ось; *18* – волосок; *19* – полая трибка; *20* – циферблат; *21* – стрелка; *22* – трибка; *23* – сектор; *24* – волосок; *25, 26* – винты.

На рисунке 2.39 изображена кинематическая схема указателя высоты и перепада давления' *УВПД-20.* Этот прибор состоит из барометрического высотомера и манометра, размещенных в одном корпусе и работающих независимо друг от друга. Абсолютное давление в кабине воспринимается анероидом 9, деформация которого с помощью передаточного механизма (*поз. 8, 7, 6, 5, 4, 3, 2 и 19*) передается на шкалу *1* указателя высоты в кабине.

Перепад давления воспринимается манометрической коробкой *14*, которая имеет ступенчатую характеристику по жесткости. Если давление в кабине больше, чем в окружающей среде, то манометрический блок имеет наибольшую жесткость, поскольку прогибаются четыре мембраны. Когда давление в кабине меньше, чем в окружающей среде (отрицательный перепад), то манометрический блок имеет наименьшую жесткость из-за прогиба только двух мембран. Такая конструкция блока обеспечивает большую цену деления при отрицательных перепадах.

Прибор *УВПД-20* имеет следующие характеристики: диапазон измерения высоты в кабине от *0* до *20 км* и диапазон перепада давления от *0,04* до *0,6 кГ/см;* погрешности высотомера не более *±300 м;* погрешности измерителя перепада для положительных перепадов *±0,02 кГ/см*, для отрицательных перепадов *±0,01 кГ/см.*

2.4.7 Погрешности авиационных барометрических высотомеров

Авиационным высотомерам и датчикам высоты свойственны методические и инструментальные погрешности.

Методические погрешности барометрического высотомера вызваны несовершенством барометрического метода измерения высоты и обусловлены:

- изменением рельефа пролетаемой местности;
- отклонением атмосферных условий у земли (давления и температуры) от нормальных $P_0 = 760$ *мм рт. ст.;* $T_0 = 288{,}15^{\circ}$ *К;* $\tau_n = -0{,}0065$ *К/м.* после взлета;
- случайными вариациями давления на высоте по отношению к давлению, задаваемому стандартной атмосферой.

Погрешности в определении истинной высоты, связанные с изменением рельефа местности, до некоторой степени могут быть учтены экипажем самолета в случае:

а) если известна высота над уровнем моря, места, над которым пролетает самолет, при этом истинная высота определяется как разность между абсолютной высотой, показываемой высотомером, и высотой данного места над уровнем моря;

б) если известны значения давления и температуры у Земли места, над которым пролетает самолет (эти сведения могут быть получены по радио).

Погрешности высотомера, обусловленные отклонением атмосферных условий от нормальных, делятся, в свою очередь, на погрешности, связанные с изменением давления у Земли, и погрешности, связанные с изменением закона распределения температуры воздуха по высоте.

К основным инструментальным погрешностям барометрических высотомеров и датчиков высоты относятся:

- погрешности от неправильного измерения статического давления приемником;
- погрешности, вносимые манометром абсолютного давления;
- погрешности, вносимые электрическим преобразователем (для датчиков);
- погрешности, вносимые выходной электрической цепью (в датчиках высоты).

Все эти погрешности имеют ту же природу, что и инструментальные погрешности обычного механического манометра и обусловлены:

- шкаловыми погрешностями;

- погрешностями, вызванными трением;
- погрешностями, вызванными неуравновешенностью деталей передаточно-множительных механизмов;
- температурными погрешностями;
- погрешностями от гистерезиса и т.д.

Данные погрешности конструктивными мерами сводятся до допустимых величин. Так, для компенсации температурных погрешностей в конструкцию *ИУ* вводят биметаллические компенсаторы первого и второго рода.

2.4.8 Радиовысотомеры

Радиотехнический метод измерения высоты полета (называют также радиоволновым или радиолокационным) основан на отражении радиоволн от земной поверхности. Устройства, построенные по этому принципу, измеряют истинную высоту полета и называются радиовысотомерами.

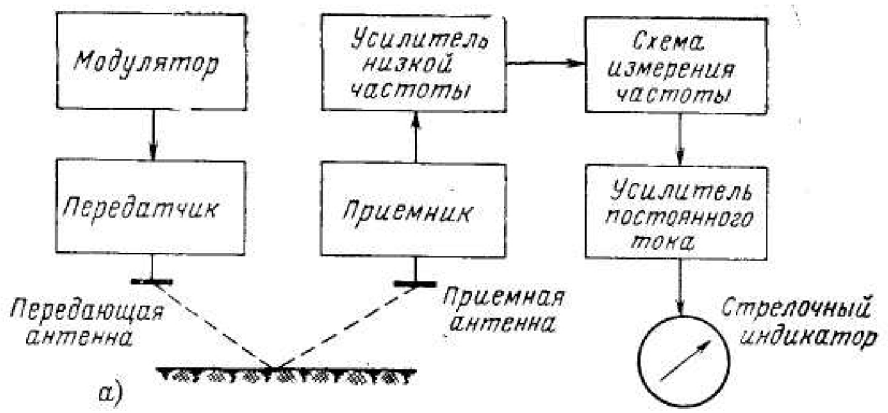
Различают радиовысотомеры непрерывного и импульсного действия (рисунок 2.40 *а* и *б*).

Блок-схема радиовысотомера непрерывного действия приведена на рисунке 2.40 *а*. Антенна A_1 радиопередатчика, установленного на самолете, непрерывно излучает электромагнитные волны, которые, отражаясь от земной поверхности, возвращаются к самолету. Антенна A_2 радиоприемника, также находящегося на самолете, принимает как излучаемые антенной A_1, так и отраженные от Земли радиоволны.

Особенностью радиовысотомеров непрерывного излучения является частотная модуляция излучаемых колебаний.

На рисунке 2.42 приведен график изменения во времени частоты f_1 излучаемых колебаний (сплошная линия) и частоты f_2 отраженных колебаний (пунктирная линия).

Линия частот f_2 сдвинута в сторону отставания относительно линии частот f_1 на величину τ вследствие того, что в каждый момент времени частота отраженного сигнала отличается от частоты прямого сигнала на величину, равную изменению частоты прямого излучения за время т прохождения радиоволн от самолета до Земли и обратно.



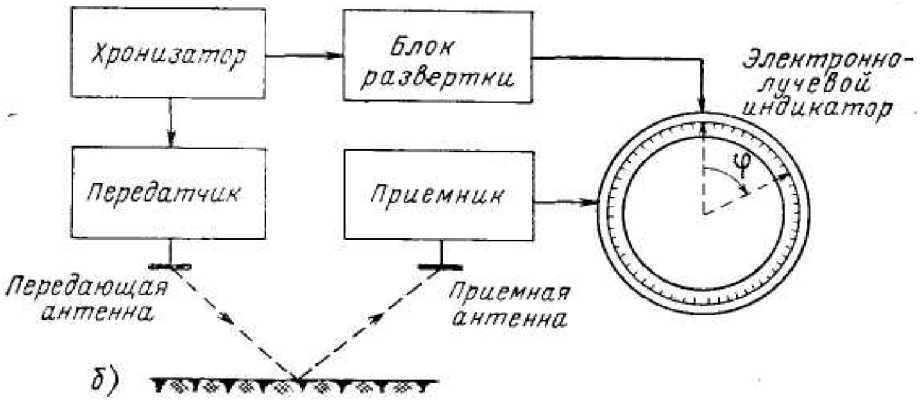


Рисунок 2.40 - Блок-схема радиовысотомеров: *а)* – непрерывного действия; *б)* – импульсного действия

Следовательно,

$$\tau = t_2 - t_1,$$

где t_1 – время прохождения радиоволн прямого излучения от антенны передатчика до приемной антенны; t_2 – время прохождения радиоволн от передатчика до Земли и обратно до приемной антенны.

В соответствии с рисунком 2.41

$$\left.\begin{aligned} t_1 &= \frac{l}{c} \\ t_2 &= \frac{2H}{c}, \end{aligned}\right\}$$

где l – расстояние между передающей и приемной антенной;

H – истинная высота полета;

$c = 3 \cdot 10^8$ *м/сек* – скорость распространения радиоволн.

Отсюда, получаем:

$$\tau = \frac{2H - l}{c}. \qquad (2.28)$$

Разность частот $F = f_1 - f_2$, выделяемая в детекторе низкой частоты и измеряемая частотомером, служит мерой истинной высоты полета.

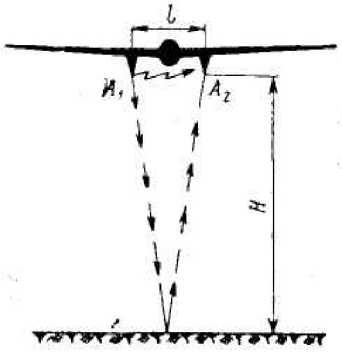


Рисунок 2.41 - Схема прохождения прямых и отраженных радиоволн

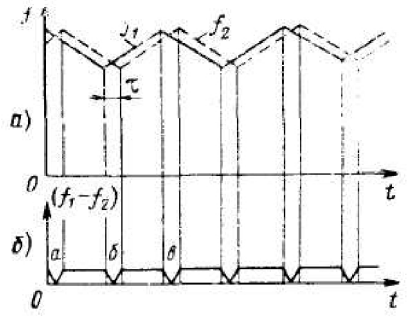


Рисунок 2.42 – График изменения частоты колебаний в радиовысотомере непрерывного излучения

Где: ***а*** – зависимость частот f_1 и f_2 от времени; б – зависимость разности частот от времени.

Для определения зависимости F от H запишем уравнение отрезков ломаных линий, характеризующих закон измерения частот f_1 и f_2 (см. рис.9.7)

$$f_1 = f_0(1 \pm at);$$
$$f_2 = f_0[1 \pm a(t-\tau)].$$

Разность частот

$$F = f_1 - f_2 = f_0 a\tau = f_0 a\left(\frac{2H - l}{c}\right). \quad (2.29)$$

Поскольку $H >> l$, то можно пренебречь в числителе l, по сравнению с $2H$, и тогда

$$F \approx \frac{2f_0 a}{c} H = SH, \quad (2.30)$$

Чувствительность тем больше, чем больше среднее значение частоты f_0 и чем больше коэффициент a, характеризующий глубину модуляции частоты.

Величина среднего значения частоты равна $f_0 = 400 \div 600$ *МГц*, а амплитуда изменения частоты равна *±0,5%* от среднего значения при диапазоне измеряемых высот от *0* до *1500 м.*

При посадке самолета прибор переключается на малый диапазон *(*от *0* до *150 м),* при этом амплитуда модуляции частоты увеличивается в *10* раз – до *±5%* от среднего значения частоты.

К основным погрешностям радиовысотомера непрерывного действия относятся:

а) погрешности от помех приемопередающего радиотракта, искажающие принимаемый сигнал;

б) погрешности от нестабильности параметров f_0 и a, вызывающие изменение чувствительности S, а, следовательно, и масштаб измерения.

С увеличением высоты полета мощность отраженного сигнала резко падает, и он становится трудноразличимым на фоне радиопомех

Интенсивность полезного сигнала можно увеличить за счет повышения мощности радиопередатчика, однако его потребная мощность увеличивается пропорционально 4-й степени увеличения высоты. Например, для увеличения диапазона радиовысотомера

непрерывного изучения с *1500* до *15000 м*, мощность радиопередатчика пришлось бы увеличить в *10000* раз.

Измерение больших высот полета осуществляется радиовысотомером импульсного действия, работающего как радиолокатор. Радиовысотомер (рисунок 2.40 *б*) содержит приемник и передатчик, причем излучение радиоволн производится не непрерывно, а дискретно (импульсами), в течение очень коротких интервалов времени, разделенных значительно более длительными паузами.

Соотношение между мгновенной мощностью $P_{ИМП}$, излучаемой в пространстве в импульсе и средней мощностью $P_{СР}$ передатчика равно

$$\frac{P_{имп}}{P_{ср}} = \frac{T}{\tau_0}$$

где T – период между импульсами;

τ_0 – длительность импульса.

Если, например, T=*1 м/сек,* а τ_0= *1 мксек,* то T/τ_0 = *1000* и, следовательно, мгновенная мощность в импульсе будет в *1000* раз превышать среднюю мощность радиопередатчика.

Процесс измерения высоты радиовысотомером импульсного действия сводится к следующему. Приемная антенна принимает два последовательных импульса – прямой и отраженный от Земли. Оба импульса усиливаются и подаются на катодно-лучевую трубку, где воздействуют на электронный луч с круговой разверткой.

Если движение луча по окружности от нулевой отметки шкалы будет начинаться в момент времени прихода прямого импульса, а во время прихода отраженного импульса электронный луч получит радиальный всплеск, то угловое положение α этого всплеска будет пропорциональным измеряемой высоте:

$$\alpha = \Omega\tau = \Omega\left(\frac{2H-l}{c}\right) \approx \frac{2\Omega}{c}H = SH, \qquad (2.31)$$

где $S = \dfrac{2\Omega}{\tilde{n}}$ – чувствительность прибора;

Ω – угловая скорость развертки электронного луча.

Чувствительность S и соответственно точность отсчета показаний можно увеличить путем увеличения скорости развертки Ω. Однако при слишком большой скорости луч может совершить несколько оборотов до момента прихода отраженного импульса и возникнет неопределенность показаний, связанная с незнанием количества оборотов, сделанных лучом.

Получение однозначных показаний достигается переключением диапазонов: при малой скорости развертки производится грубый отсчет высоты, а при большой скорости делается точный отсчет.

Погрешности радиовысотомеров импульсного действия складываются из погрешностей от радиопомех и погрешностей от непостоянства угловой скорости развертки.

Радиовысотомер импульсного изучения непригоден для отсчета очень малых высот (при посадке самолета), так как он обладает сравнительно большой зоной нечувствительности, обусловленной тем, что на малых высотах время τ соизмеримо с длительностью импульса $\tau_о$, из-за чего прямой и отраженный импульсы сливаются и их не удается различить друг от друга.

2.4.9 Методы измерения скорости полета

Скорость полета самолета измеряют относительно воздушного потока и относительно поверхности земли. Причем рассматривают как горизонтальную, так и вертикальную составляющие скорости. Различают истинную воздушную скорость — скорость полета самолета относительно воздушного потока, индикаторную (приборную) скорость — скорость полета самолета относительно воздушного потока у земли при таком же динамическом давлении (скоростном напоре) как на данной высоте, и путевую скорость — скорость полета самолета относительно поверхности земли. Путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости и скорости ветра.

Безразмерной характеристикой скорости полета самолета является число *M*, равное отношению истинной воздушной скорости к скорости звука.

Приборы, предназначенные для измерения индикаторной скорости, называются указателями индикаторной скорости, а приборы, определяющие истинную воздушную скорость, — указателями истинной воздушной скорости. Часто применяются комбинированные указатели скорости *(КУС)*, сочетающие в себе оба выше названных. Приборы, предназначенные для измерения числа *M*, называются *M*-метрами или указателями числа *M*.

Известно несколько методов измерения скорости полета самолета. Среди них следует отметить аэродинамический, доплеровский и инерциальный. Аэродинамический метод измерения скорости полета основан на измерении динамического давления скоростного напора воздуха, функционально связанного со скоростью полета. Этот метод положен в основу большинства существующих указателей индикаторной скорости и истинной воздушной скорости, а также указателей числа *M*.

Доплеровский метод измерения скорости полета сводится к измерению разности частот радиосигналов — излучаемого к земной поверхности и отраженного от нее.

Инерциальный метод измерения скорости основан на измерении ускорений и однократном интегрировании полученных сигналов.

Доплеровский и инерциальный методы применяются для измерения путевой скорости. Здесь будут рассмотрены приборы, основанные на аэродинамическом методе измерения скорости.

2.4.10 Измерители индикаторной скорости

Расчётные формулы можно получить из уравнения Бернулли, которое для горизонтального воздушного потока несжимаемой среды имеет вид:

$$\frac{V_1^2}{2}+\frac{P_1}{\rho_1}=\frac{V_2^2}{2}+\frac{P_2}{\rho_2}, \qquad (2.32)$$

где $V_1=V$ – скорость невозмущённого набегающего потока;

$P_1=P$ – статистическое давление в набегающем потоке;

ρ_1 – плотность воздушной среды в набегающем потоке;

P_2, V_2, ρ_2 – давление, скорость, плотность воздушной среды на входе приёмника полного давления.

В приёмнике скорость воздушной среды набегающего потока тормозится, падает до нуля и устанавливается полное давление, т.е. при $V_2 = 0$ имеем:

$$\frac{V_1^2}{2}+\frac{P_1}{\rho_1}=\frac{P_2}{\rho_2}. \qquad (2.33)$$

Так как $P_2=P_n$ и рассматривается несжимаемая среда, т.е. $\rho_1 =\rho_2 =\rho$, получим:

$$P_n - P = P_{дин} = \rho\frac{V^2}{2}, \qquad (2.34)$$

где $\rho\frac{V^2}{2}$ – динамическое давление, характеризующее скоростной напор.

На практике

$$P_{дин} = \varepsilon_n\rho\frac{V^2}{2}, \qquad (2.34)$$

где ε_n – коэффициент, характеризующий неточность изготовления приёмника, равен *0,98 – 1,02.*

С учётом сжимаемости воздушной среды, и учитывая, что давления P_1, P_2 и плотности ρ_1, ρ_2 связаны уравнением адиабаты, на основании уравнения состояния газа при $V_1=V$, $P_1=P$, $P_2=Pn$ *и* $M<1$ получим:

$$P_n = P\left(1+\frac{(k-1)}{2kR_{уд}T}V^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

или

$$P_{дин} = P_n - P = P\left\{\left[\frac{(k-1)}{2kR_{уд}T}V^2+1\right]^{\frac{k}{k-1}}-1\right\}, \qquad (2.35)$$

где $k=1,4$ – показатель адиабаты для воздуха.

Уравнение (2.35) характеризует $P_{дин}$ для скоростей полёта

200 км/ч $\le V \le a$ (a – скорость звука).

Для измерителей индикаторной скорости V_u при нормальной условной плотности воздуха градуировочная формула имеет вид:

$$V_u = \sqrt{2R_{уд}T_0\left(\frac{k}{k-1}\right)\left[\left(\frac{P_{дин}}{P_0}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]}, \qquad (2.36)$$

где T_0, P_0 – температура и плотность при нормальной стандартной атмосфере.

Таким образом, для измерения скорости V_u необходимо получить

$P_{дин} = P_n - P$.

По этому принципу работают все измерители *СВС*, а самолёт имеет приёмники полного и статического давлений, чтобы получить $P_{дин}$.

Рассмотрим принципиальную схему указателя скорости (рисунок 2.43).

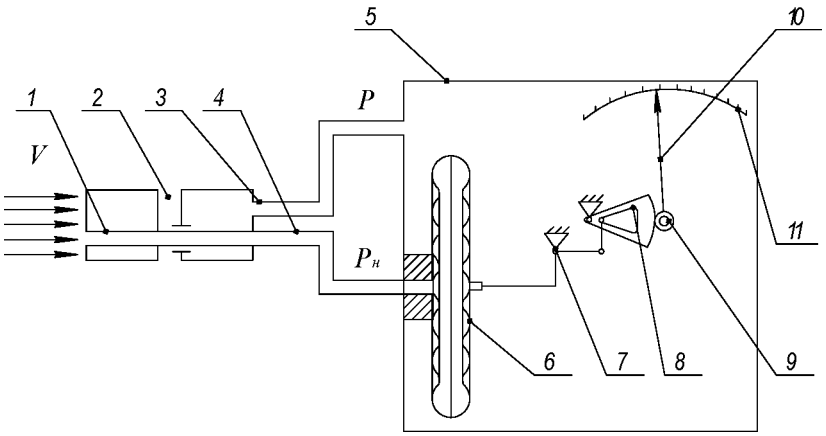


Рисунок 2.43 – Принципиальная схема указателя скорости

Обозначения: *1* – приёмник полного давления; *2* – приёмник статического давления; *3, 4* – пневмопровод, соответственно, статического и полного давлений; *5* – корпус измерителя; *6* – манометрическая коробка; 7 – кривошипно-шатунный механизм; 8, 9 – зубчатая передача; *10* – стрелка указателя; *11* – шкала.

Давление $P_п$ и P подаются, соответственно в полость манометрической коробки и корпус указателя. Таким образом, на стенки манометрической коробки действует $P_{дин} = P_п - P$, которое пропорционально скорости набегающего потока и через *ПММ* передаётся на стрелку указателя, шкала которого отградуирована в единицах скорости *(км/ч)*.

Методические погрешности возникают от изменения атмосферных условий от стандартных, при которых производится тарировка приборов. Поэтому для уменьшения этой погрешности необходимо вносить поправку на изменение плотности воздушной среды.

Наибольшие инструментальные погрешности вызваны трением и влиянием температуры.

Для уменьшения погрешности от трения применяется манометрическая коробка с нелинейной характеристикой по давлению и *ПММ* с постоянным передаточным отношением, а *УЧЭ* с таким профилем, при котором прогиб жёсткого центра меняется линейно с изменением скорости $V_и$, т.е. $\alpha = f(V_и)$ линейна.

Температурная инструментальная погрешность обусловлена влиянием зависимости модуля упругости мембранного чувствительного элемента от температуры. Уменьшение этой погрешности обеспечивается биметаллическими компенсаторами.

2.4.11 Измерители истинной воздушной скорости и числа Маха (М)

Из формулы (3.23) видно, что для измерения истинной воздушной скорости необходимо измерять температуру воздушной среды на высоте полёта. Так как температуру *(Т)* невозмущённой среды в полёте практически нельзя измерить, поэтому определяют температуру *(Тт)* заторможенного потока. Связь T и T_T выражается зависимостью:

$$T_T = \frac{k-1}{k}\frac{V^2}{2R_{уд}} + T$$

С учётом этой зависимости истинную скорость вычисляют по формуле

$$V = \sqrt{2R_{уд}\frac{k}{k-1}T_T\left[1-\left(\frac{P_{дин}}{P}+1\right)^{\frac{1-k}{k}}\right]} \qquad (2.35)$$

Учитывая, что скорость звука $a = \sqrt{kR_{уд}T}$, для M получим:

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2}{k-1}\left[\left(\frac{P_{дин}}{P}+1\right)^{\frac{k-1}{k}}-1\right]} \qquad (2.36)$$

Из формул (2.35) и (2.36) видно, что для определения скорости V необходимо измерять давление $P_{дин}$, P и температуру T на высоте полёта, а для измерения числа M – только давления $P_{дин.}$ и P.

Измерители истинной воздушной скорости отличаются от измерителей индикаторной скорости Vи тем, что в них используется компенсационный узел, вносящий поправку на изменение температуры и статического давления. В упрощённом виде формулу (3.25) для несжимаемой воздушной среды с учётом уравнения состояния газа можно записать:

$$V = \sqrt{\frac{2R_{уд}TP_{дин}}{P}} \qquad (2.38)$$

Температура T окружающего воздуха определяется по формуле

$$T = T_0\left(\frac{P}{P_0}\right)^{0,2}$$

Тогда формула (2.38) примет вид:

$$V = P_0^{-0,1}\sqrt{2R_{уд}T_0}\,\frac{P_{дин}^{0,5}}{P^{0,4}} \qquad (2.39)$$

Измерители истинной скорости имеют манометрическую коробку с характеристикой, пропорциональной величине $P_{дин}^{0,5}$, а анероидную (температурная компенсация) – величине $P^{0,4}$.

В авиации применяют комбинированные указатели скорости V и $V_и$, схема которых представлена на рисунке 2.44.

Неподвижная анероидная коробка учитывает изменения давления и температуры с набором высоты изменением длины плеча l на величину Δl, изменяя, таким образом, передаточное отношение кривошипно-шатунного механизма, передающего движение от манометрической коробки.

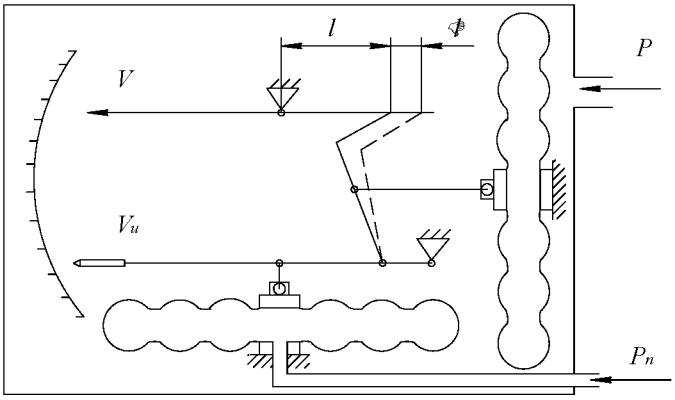


Рисунок 2.44 – Схема комбинированного указателя истинной и индикаторной скорости

Такой способ учёта температуры называется способом неполной температурной компенсации, поскольку предполагается изменение давления и температуры в соответствии с принятой моделью стандартной атмосферы.

Более точное измерение V возможно с помощью электромеханической счётно-решающей схемы, в которой температура T учитывается с помощью расположенного вне самолёта термометра.

Измерители числа M строятся по тем же кинематическим и электрическим схемам, но без учёта температуры T.

Упрощённую формулу (2.36) для M можно записать:

$$M=\sqrt{\frac{2}{k}\frac{P_{дин}}{P}} \qquad (2.40)$$

Поэтому для измерения числа M необходима лишь манометрическая коробка, характеристика которой пропорциональна изменению $P_{дин}$ и P.

Методическая погрешность возникает в результате косвенного учёта температуры воздушной среды при ее изменении на высоте полёта. Уменьшают погрешность измерением температуры непосредственно за бортом термометром. Инструментальные погрешности измерителей $V_и$, V и M такие же, как у высотомеров.

2.4.12 Комбинированный указатель скорости.

В нем совмещены два прибора — указатель индикаторной скорости и указатель истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией. Прибор имеет единую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) показывает индикаторную скорость, а другая (узкая) — истинную воздушную скорость. Кинематическая схема такого прибора представлена на рисунке 2.45.

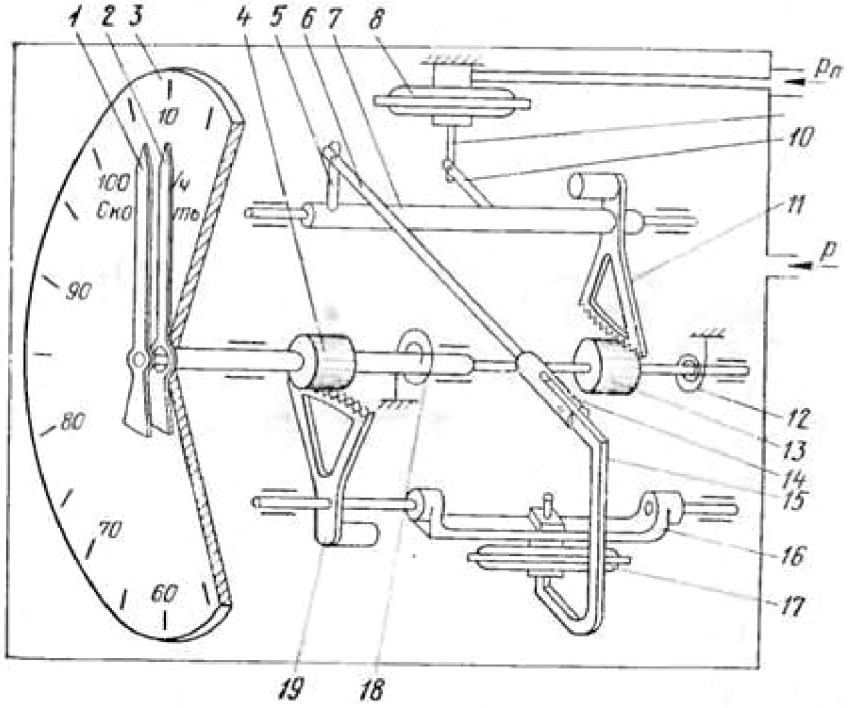


Рисунок 2.45 - Кинематическая схема комбинированного указателя скорости с подвижным блоком анероидных коробок

Обозначения: *1* - стрелка указателя индикаторной скорости; *2* - стрелка указателя истинной воздушной скорости; *3* - шкала; *4, 13* - трибки; *5, 10* - кривошипы; *6* - тяга; *7, 16* - оси; *8* - манометрическая коробка; *11, 19* - зубчатые секторы; 12, 18 - пружины; *14* - серьга; 15 - изогнутый кривошип; *17* - блок анероидных коробок.

В герметичном корпусе прибора размещены манометрический блок *8* и анероидный блок *17*. Манометрический блок является общим чувствительным элементом указателей индикаторной и истинной воздушной скорости. Он воспринимает динамический напор $P_{дин} = P_п - P$, под действием которого происходит перемещение его нижнего жесткого центра. Это перемещение передается через тягу *9* на кривошип *10*, который поворачивается вместе с осью *7*. От оси *7* вращение передается одновременно зубчатому сектору *11* и ведущему кривошипу 5. Зубчатый сектор *11* поворачивает трибку *13*, на оси которой укреплена стрелка 1 указателя индикаторной скорости, а кривошип 5 через тягу *6* и серьгу *14* поворачивает изогнутый кривошип *15*, связанный с осью *16*. Поворот оси *16* вызывает движение зубчатого сектора *19*, который вращает трибку *4*, на полой оси которой укреплена стрелка *2* указателя истинной воздушной скорости. Внутри полой оси трибки *4* проходит ось трибки *13*.

При полете на малой высоте индикаторная и истинная воздушная скорости совпадают. Поэтому обе стрелки движутся по шкале *3* вместе. С подъемом на высоту истинная воздушная скорость превышает индикаторную и стрелки расходятся.

На самолетах гражданской авиации широкое применение получили комбинированные указатели скорости *КУС-1200 и КУС-730/1100*.

Указатель скорости *КУС-1200* выполнен по схеме с подвижным блоком анероидных коробок. Он имеет общую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) служит для

отсчета индикаторной (приборной) скорости от *150* до *1200 км/ч*, а другая (узкая) — для отсчета истинной воздушной скорости от *400 до 1200 км/ч.*

Указатель скорости *КУС-730/П00* выполнен по схеме с неподвижным блоком анероидных коробок и имеет две шкалы: внутреннюю и внешнюю. По внешней шкале широкая стрелка показывает индикаторную скорость от 50 до *730 км/ч*, а по внутренней шкале узкая стрелка показывает истинную воздушную скорость от *400* до *1100 км/ч.*

Указатель числа *М.* Многие характеристики самолета зависят от числа *М.* Так, например, при изменении числа *М* от *0,6* до *1,0* коэффициент лобового сопротивления возрастает, а коэффициент подъемной силы уменьшается. При $M > 1,0$ оба коэффициента медленно уменьшаются и изменяется сопротивление воздухозаборника реактивного двигателя. Все это приводит к изменению характеристик управляемости самолета. Поэтому пилоту необходимо знать те значения числа *М,* при которых такое изменение происходит.

Прибор, с помощью которого измеряется число *М* полета, называется указателем числа *М.* Существующие указатели числа *М* основаны на измерении отношения динамического давления $P_{дин}$ воздуха к статическому давлению *Р.* Число *М* является функцией отношения динамического давления к статическому, независимо от температуры воздуха.

Датчики истинной воздушной скорости. Они служат для получения сигналов в виде напряжения, пропорционального истинной воздушной скорости. Такие сигналы необходимы для работы многих автоматических и полуавтоматических систем. К ним следует отнести навигационные индикаторы, навигационные вычислители, системы управления и др.

2.4.13 Измерители вертикальной скорости

Методы измерения:

- интегрирование вертикальных ускорений;
- измерение вертикальной составляющей *V*;
- дифференцирование сигнала датчика высоты;
- пневмомеханическое дифференцирование статического давления *Р*.

Для измерения вертикальной скорости самолета наиболее широкое применение получили вариометры. Принцип действия вариометра основан на пневмомеханическом дифференцировании статического давления, изменяющегося в зависимости от высоты полета самолета. Принципиальная схема вариометра представлена на рисунке 2.46.

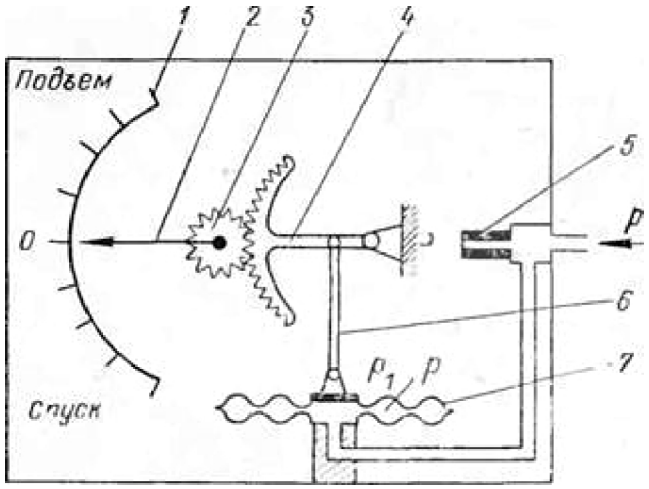


Рисунок 2.46 - Принципиальная схема вариометра

Обозначения: *1* - шкала; 2 - стрелка; *3* - трибка; 4 - зубчатый сектор; 5 - капилляр; 6 - тяга; *7* - манометрическая коробка.

В качестве чувствительного элемента используется манометрическая коробка *7*, внутренняя полость которой сообщается непосредственно с магистралью статического давления. Внутренняя полость герметичного корпуса прибора сообщается с магистралью статического давления через капилляр *5*.

Если самолет летит горизонтально, то статическое атмосферное давление P внутри манометрической коробки *7* и давление P_1 внутри корпуса прибора будут одинаковы и, следовательно, разность между ними равна нулю.

В зависимости от высоты полета изменяется статическое давление P. Внутри манометрической коробки это давление устанавливается практически мгновенно, а в корпусе прибора, вследствие сопротивления капилляра, давление P_1 отличается от статического. Чем больше вертикальная скорость полета самолета, тем больше разность давлений. Под действием этой разности давлений манометрическая коробка деформируется. Деформация коробки через тягу *6*, зубчатый сектор *4* и трибку *3* передается на стрелку *2*, которая отклоняется от среднего положения вверх при наборе высоты, вниз — при снижении. По шкале *1* определяют величину вертикальной скорости.

В авиации применяют вариометры *ВАР-30М* с диапазоном измерения скорости $V_в = \pm 30 м/с$, *ВАР-75М* ($V_в = \pm 75 м/с$), *ВАР-150М* ($V_в = \pm 150 м/с$), *ВАР-300М* ($V_в = \pm 300 м/с$).

В вариометре *ВАР-300М* шкала равномерная от $0 м/с$ до $\pm 20 м/с$, а далее непрерывно затухает.

Методические погрешности возникают вследствие расхождения $T_{кап}$ (температуры капилляра), $T_к$ (температуры корпуса), T (температуры атмосферы), а также запаздывания изменения давления внутри корпуса прибора.

Абсолютная погрешность $\Delta g_к = 0$ может быть найдена:

$$\Delta g_k = g'_k \left(\frac{T^2_{кап.}}{T_k T} - 1 \right), \qquad (2.41)$$

где g'_k – градуировочное значение изменяемой разности давлений.

Эта погрешность убывает по мере уменьшения скорости $V_в$ и в горизонтальном полёте $\Delta g_k = 0$. Для уменьшения погрешности применяют температурные компенсаторы. Погрешность из-за запаздывания давления внутри корпуса объясняется тем, что вариометр представляет апериодическое звено с постоянной времени $\tau_в$. Уменьшить $\tau_в$ можно увеличив диаметр или уменьшив длину капилляра, но тогда падает чувствительность прибора на малых скоростях. Поэтому увеличивают чувствительность манометрической коробки.

Инструментальные погрешности аналогичны высотомерам.

2.4.14 Измерители углов атаки и скольжения

Применяется аэрометрический метод, использующий воздействие воздушного потока на флюгер. Флюгер (рисунок 2.47) представляет собой обтекаемое симметричное тело в виде крыла и способное вращаться вокруг оси *0*, преобразуя угловое перемещение потенциометром в электрический сигнал.

Устанавливающий аэродинамический момент равен:

$$M_ф = m_a S_ф в \frac{\rho V^2}{2}, \qquad (2.42)$$

где m_a – коэффициент, зависящий от угла α или β;

$S_ф$ – площадь крыльев флюгера;

$в$ – длина хорды;

$M_ф$ – выбирается из условия $M_ф >> M_{тр}$.

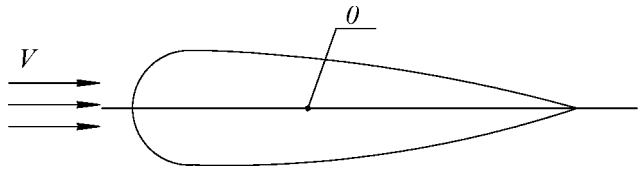


Рисунок 2.47 – Флюгер

Рассмотрим датчик углов атаки и скольжения, совмещенный с приёмником воздушного давления (рисунок 2.48).

Угол поворота флюгеров *1* относительно штанги *3* пропорционален углу скольжения, а угол поворота флюгеров *2* – углу атаки. Вращение осей флюгеров передаётся щёткам потенциометров, выдающим электрические сигналы пропорционально углам атаки α и скольжения β. Потенциометры смонтированы внутри корпуса штанги.

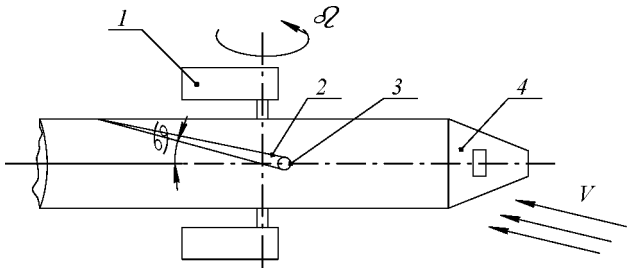


Рисунок 2.48 – Датчик углов атаки и скольжения

Обозначения: *1* - флюгер угла скольжения β; *2* - флюгер угла атаки α; *3* - штанги; *4* - корпус датчика.

Инструментальные погрешности в основном определяются силами трения в контактных парах, неточностью изготовления флюгеров и погрешностью электросхем измерительных цепей.

2.5 Измерители курса

Курсовые углы различают: истинный ψ, магнитный $\psi_м$ и компасный $\psi_к$; а на практике ортодромический $\psi_о$ (ортодромия – дуга большого круга, плоскость которого проходит через центр Земли).

Измерения курса осуществляется магнитным, индукционным, гироскопическим, гиромагнитным, гироиндукционным, астрономическим и радиотехническим методами.

Геомагнитное поле Земли можно представить следующей простейшей моделью (рисунок 2.49).

Угол между векторами $\overline{H}$ и $\overline{T}$ называется наклонением $H = T\cos\Theta$.

Углы склонения и наклонения учитываются специальными магнитными картами, на которых нанесены изоклины, для которых $\Theta = const$, и изогоны, для которых $\Delta_м = const$.

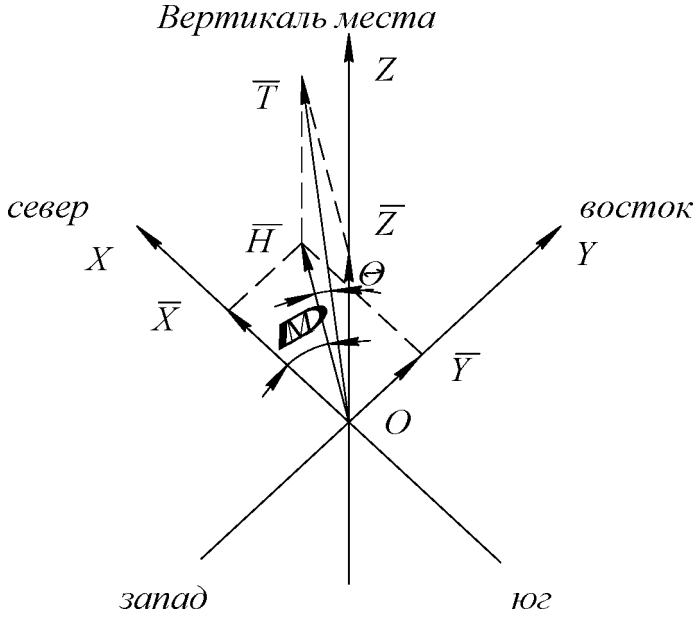


Рисунок 2.49 – Модель геомагнитного поля Земли

$\overline{X},\overline{Y},\overline{Z}$ – соответственно северная, восточная, вертикальная составляющие напряженности $\overline{T}$ в данной точке Земли;

$\overline{T}$ – вектор напряженности, который расположен по касательной к магнитным силовым линиям Земли;

$\overline{H}$ – проекция вектора $\overline{T}$ на горизонтальную плоскость;

$\Delta_м$ – угол между векторами $\overline{H}$ и $\overline{X}$, то есть между направлениями магнитного и географического меридианов, называется углом склонения;

+ $\Delta_м$ – если $\overline{H}$ направлен к востоку от $\overline{X}$;

- $\Delta_м$ – если $\overline{H}$ направлен к западу от $\overline{X}$.

2.5.1 Магнитные компасы

Магнитным компасом называется устройство, с помощью которого определяется направление магнитного меридиана. Магнитный компас можно считать одним из первых навигационных приборов, применявшихся человеком. Имеются сведения, что еще за 2,5 тысячи лет до н.э. китайцам было известно свойство свободно подвешенного магнита указывать на Север. В Европе компас стали применять только в XI—XII вв.

Метод основан на определении магнитного поля Земли с помощью постоянного магнита.

Схема датчика дистанционного магнитного компаса изображена на рисунке 2.50.

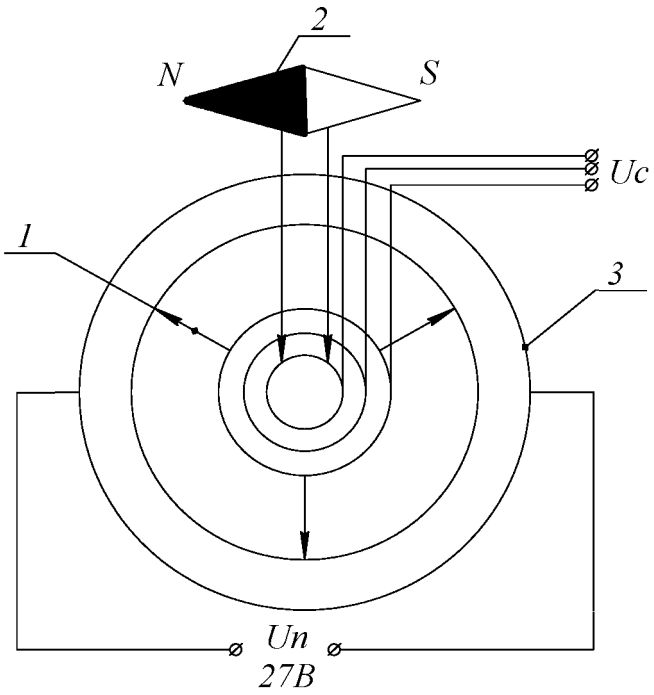


Рисунок 2.50 – Схема датчика магнитного компаса

Постоянный магнит *2*, соединенный механически с потенциометром *3*, перемещает щетки *1* по направлению магнитного меридиана, изменяя напряжение выходного сигнала пропорционально курсовому углу.

В настоящее время магнитные компасы являются не основными навигационными приборами, однако благодаря одному очень важному достоинству — автономности — до сих пор используются в авиации в качестве резервных курсовых приборов.

Современный магнитный компас — это устройство, не требующее никакого электрического питания, имеет весьма небольшие размеры, масса не превышает *200 г.*

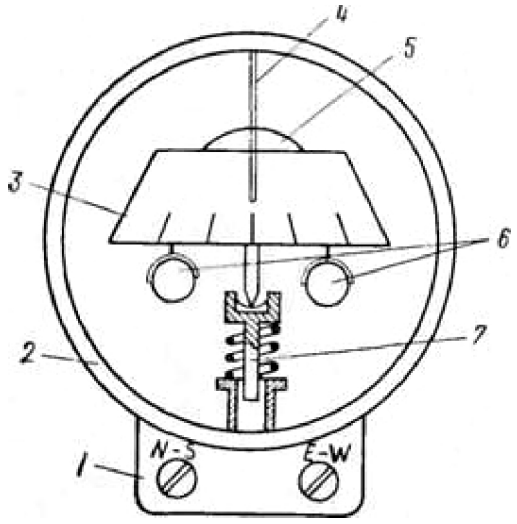


Рисунок 2.51 - Кинематическая схема магнитного компаса

Обозначения: *1* – девиационный прибор; *2* - корпус; *3* - картушка; *4* - индекс; *5* - поплавок; *6* - магниты; *7* – подпятник.

Рассмотрим принцип работы авиационного магнитного компаса. Компас (рисунок 2.51) представляет собой пластмассовый сосуд *2* шарообразной формы, внутри которого находятся два постоянных магнита с одинаково направленными полюсами. Магниты крепятся к поплавку *5*, имеющему картушку (шкала) *3*, и опираются на подпятник *7*, представляющий собой подшипник. Подшипник крепится к корпусу с помощью пружины. Вертикальный неподвижный индекс *4* служит для отсчета показаний по шкале. Корпус прибора заполняется вязкой прозрачной жидкостью, удельный вес которой подбирается таким образом, чтобы вся подвижная система компаса обладала небольшой отрицательной плавучестью и оказывала минимальное давление на подшипник, уменьшая момент трения в нем. Кроме того, жидкость выполняет роль демпфирующей среды. Устройство *1* предназначено для устранения девиации компаса.

Магнитная система компаса, взаимодействуя с магнитным полем Земли, стремится занять направление, параллельное вектору *T* магнитного поля Земли. Поскольку магнитный компас должен определять направление горизонтальной составляющей *H* магнитного поля Земли и его картушка не должна иметь наклонов, то «южный» конец картушки делают тяжелее. В результате создается момент, компенсирующий в какой-то степени момент, действующий от вертикальной составляющей магнитного поля Земли *Z*.

Естественно, что таким способом можно компенсировать действие вертикальной составляющей Z далеко не полностью и, например, для северного полушария Земли. В южных широтах компас с утяжеленным «южным» концом картушки будет иметь тенденцию к наклону. Пусть магниты компаса составляют с направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли некоторый угол.

Картушка компаса успокаивается дольше, но зато она меньше подвержена колебаниям, поэтому и ошибка при рысканиях самолета должна быть меньше. За счет сильных демпфирующих свойств показания компаса при рыскании самолета будут устойчивее. В то же время при разворотах самолета истинное значение компасного магнитного курса, индицируемое компасом, будет запаздывать по отношению к развороту самолета.

При проектировании магнитного компаса величины p и q, т.е. соотношение между вращающим моментом и моментом демпфирования, выбирают таким образом, чтобы время прихода к установившемуся значению было минимальным и система не обладала большими колебаниями, иначе отсчет показаний компаса будет неудобным.

2.5.2 Погрешности магнитного компаса

Назначение магнитного компаса — определение магнитного курса самолета, т.е. угла между горизонтальной составляющей магнитного поля Земли и продольной осью самолета. В условиях реального полета магнитные компасы неизбежно подвергаются различного рода воздействиям, например, магнитным, ускорительным и т. д., которые вызывают его погрешности.

Методические погрешности возникают от магнитной девиации $\Delta_к$ и магнитного склонения $\Delta_м$, от наклона летательного аппарата относительно подвижной системы магнита, от наклона подвижной системы компаса относительно плоскости горизонта.

Магнитная девиация. Магнитная система компаса реагирует на окружающее магнитное поле, которое в общем случае является результирующим магнитных полей Земли и источников магнетизма самолета, например, стальных масс, электрических источников, радиосистем и т. д. Поэтому магнитная система устанавливается не по направлению магнитного меридиана, а имеет некоторую погрешность, называемую магнитной девиацией. Теория магнитной девиации и ее применение для практических целей разработана довольно полно. Глубокое и всестороннее исследование этого вопроса было дано академиком А. Н. Крыловым. Подробно теория магнитной девиации рассматривается в курсе «Воздушная навигация».

Девиация магнитного компаса определяется экспериментально при выполнении девиационных работ. Однако для оценки характера девиации весьма важно произвести некоторые расчеты, которые удобнее выполнить по приближенным формулам девиации

Различают девиацию трех видов: постоянную, полукруговую и четвертную.

Постоянная девиация определяется главным образом неточной установкой компаса на самолете.

Полукруговая представляет собой девиацию, вызванную:

1) твердым в магнитном отношении железом, т. е. железом, которое, будучи однажды намагниченным, сохраняет постоянными свои магнитные свойства;

2) постоянными магнитными полями от различных электрических источников, не меняющих свои направления при повороте самолета.

Пусть самолет расположен относительно направления горизонтальной составляющей *H* магнитного поля Земли, а равнодействующая от магнитных полей самолета образует с его продольной осью угол. В этом случае магнитная система установится по направлению компасного меридиана.

Следовательно, девиация, обусловленная твердым железом самолета, является непрерывной периодической функцией. Она зависит от величины магнитного поля, создаваемого твердым железом, направления этого магнитного поля относительно продольной оси самолета и напряженности магнитного поля Земли, которая зависит от широты места. Поскольку эта девиация дважды за оборот (360°) принимает максимальное значение и обращается в нуль, она получила название полукруговой девиации

Рассмотрим теперь девиацию, обусловленную мягким в магнитном отношении железом. Известно, что мягкое железо намагничивается полем Земли, причем направление магнитной оси в железе в общем случае не совпадает с направлением намагничивающего поля. Тогда, обозначив угол между направлением равнодействующей магнитного поля от мягкого железа *Ф* и продольной.

Магнитная девиация на летательных аппаратах устраняется на горизонтальных площадках, удаленных не менее чем на *100 м* от стоянок самолетов, аэродромных сооружений, бетонированных взлетно-посадочных полос, армированных железом, электрических сетей и т. д.

Устранение девиации должно проводиться при включенном электрорадиооборудовании, которое в полете большую часть времени работает. Самолет разворачивается на соответствующий магнитный курс, контролируемый специальным девиационным пеленгатором, устройством, позволяющим точно установить самолет на заданный магнитный курс.

Девиация определяется как разность между магнитным и компасным курсом.

Девиация магнитного компаса типа *КИ-13* устраняется девиационным прибором, представляющим собой устройство с двумя постоянными магнитами, взаимное положение которых изменяется как относительно друг друга, так и относительно магнитной системы компаса. Поворачивая валики *2,* меняют результирующее магнитное поле магнитов *1* и тем самым компенсируют магнитное поле самолета. Девиационный прибор позволяет устранить полукруговую девиацию, после чего снимается график остаточной, т. е. неустранённой девиации. Этим графиком экипаж пользуется в полете для внесения поправок в показания компаса. Креновая погрешность, или креновая девиация компаса возникает при кренах самолета, при наборе высоты или снижении в результате изменения положения деталей самолета, обладающих магнитными свойствами, относительно магнитной системы компаса, которая при эволюциях самолета стремится сохранить свое горизонтальное положение. Изменение положения магнитных масс относительно подвижной системы компаса приводит к изменению магнитных сил, действующих на компас, и создает дополнительную девиацию.

Кроме этого, при кренах самолета на магнитную систему оказывает влияние вертикальная составляющая земного магнетизма *Z.*

Пусть самолет летит горизонтально, и его продольная ось Ox совпадает с направлением магнитного меридиана. При этом вертикальная составляющая магнитного поля Земли Z не оказывает влияния на движение магнитной системы, так как она направлена по оси компаса. Самолет при развороте получает некоторый угол крена γ, в результате чего вектор Z уже не совпадает по направлению с осью подвеса магнитной системы на некоторый угол α, так как магнитная система все же получит наклон при вираже. Следовательно, на магнитную систему будет действовать равнодействующая от горизонтальной составляющей магнитного поля Земли H и проекции вертикальной составляющей Z на плоскость $Z \sin \alpha$, в которой находятся магниты, что приведет к ошибке в показаниях компаса. Эта ошибка зависит от магнитного курса самолета, географической широты места (от широты места зависит отношение горизонтальной и вертикальной составляющих напряженности магнитного поля) и от крена самолета. Креновая погрешность может достигать значительных величин.

Инструментальные погрешности появляются от трения в опорах, от изменения температуры, вносимые электрической схемой и конструкцией прибора.

Инерционная девиация возникает вследствие действия ускорений на картушку, «южный» конец которой утяжелен для поддержания магнитной системы в горизонтальном положении.

Под действием периодических возмущений, например, при полете в болтанку, возникают инерционные силы, заставляющие магнитную систему колебаться относительно указывающего индекса, что затрудняет отсчет показаний. Кроме того, при некоординированном вираже или при изменении скорости полета инерционные силы заставляют магнитную систему двигаться при отсутствии разворота самолета.

Погрешность от увлечения картушки возникает при развороте самолета, когда жидкость, заполняющая кожух компаса, вследствие трения о стенки вращается вместе с самолетом и увлекает за собой картушку компаса. После виража картушка возвращается в свое прежнее положение по отношению к магнитному меридиану, на это уходит до *30 с*. До истечения этого времени отсчитывать показания не следует.

Погрешность от трения возникает за счет того, что вращающийся магнитный момент при малых углах отклонения магнитной системы компаса от магнитного меридиана невелик и соизмерим с моментом трения в опоре подпятника компаса.

2.5.3 Индукционный датчик

Для коррекции отклонений главной оси гироскопа от плоскости магнитного меридиана используют магнитные чувствительные элементы, в качестве которых наибольшее применение нашли индукционные датчики. Датчик состоит из трех индукционных чувствительных элементов, схема одного из которых приведена ниже (рисунок 2.52).

Индукционный чувствительный элемент состоит из 2-х одинаковых и параллельно расположенных пермаллоевых стержней *1* с обмотками *2*, питаемых напряжением $U_п\sim$ с частотой $\omega_п$, и вторичной (сигнальной) обмоткой *3*, охватывающей оба стержня.

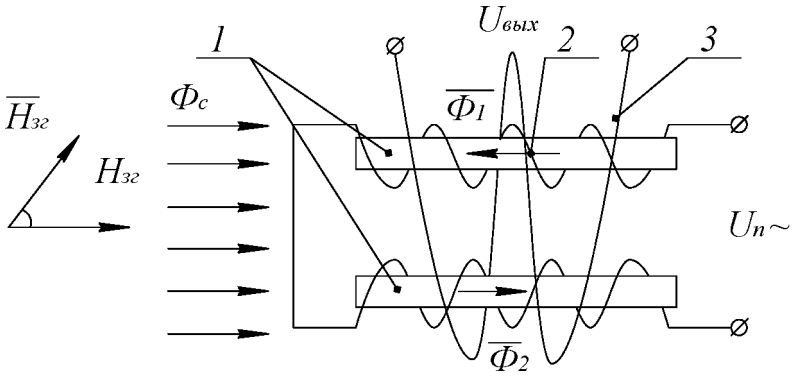


Рисунок 2.52 – Чувствительный элемент индукционного датчика

Создаваемые первичными обмотками переменные магнитные потоки $\overline{\Phi}_1$ и $\overline{\Phi}_2$ одинаковы по величине и противоположны по направлению, т.к. обмотки намотаны в разные стороны, а следовательно, они не создают в сигнальной обмотке ЭДС. Магнитная проницаемость стержней Мс вследствие переменности магнитных потоков периодически меняется по закону:

$$\mu_c = \mu_o + \mu_a \cos 2\omega_П t, \qquad (2.43)$$

Где μ_o, μ_a – постоянная и переменная магнитные проницаемости.

Если чувствительный элемент размещен в плоскости горизонта, то горизонтальная составляющая напряженности магнитного поля Земли $H_{зг}$ создает в стержнях индукцию B_c, а следовательно и постоянные магнитные потоки

$$\Phi_c = B_c S = H_{зг}\mu_c \cos\Psi_M S, \qquad (2.44)$$

где S – площадь сечения стержней.

При этом направления потоков в обоих стержнях одинаковы, а их значения пропорциональны магнитной проницаемости материала стержней и косинусу угла $\Psi_м$, между направлением магнитного меридиана и продольными осями стержней. Вследствие того, что магнитная проницаемость стержней периодически меняется, постоянные магнитные потоки от действия магнитного поля Земли в стержнях преобразуются в переменные. Эти потоки направлены в стержнях в одинаковом направлении и индуцируют в сигнальной обмотке *ЭДС*, имеем напряжение на выходе, равное:

$$U_{вых} = -\frac{d\Phi_c}{dt}\cdot 10^{-8} = k \cdot H_{зг} \cdot \cos\psi_м, \qquad (2.45)$$

Т.е. амплитудное значение выходного сигнала зависит от расположения стержней по отношению к магнитному меридиану, характеризуемого углом $\Psi_м$

Для того, чтобы индукционный датчик позволял решать задачу определения курса в пределах $0° - 360°$, его делают из 3-х индукционных чувствительных элементов, расположенных под углом $60°$, сигнал с которого определяется выражением

$$U_{вых} = - w(d\Phi c/dt)\cdot 10^{-8}.$$

Рассмотрим принципиальную схему индукционного измерителя курса (рисунок 2.53), которая работает по принципу следящей системы.

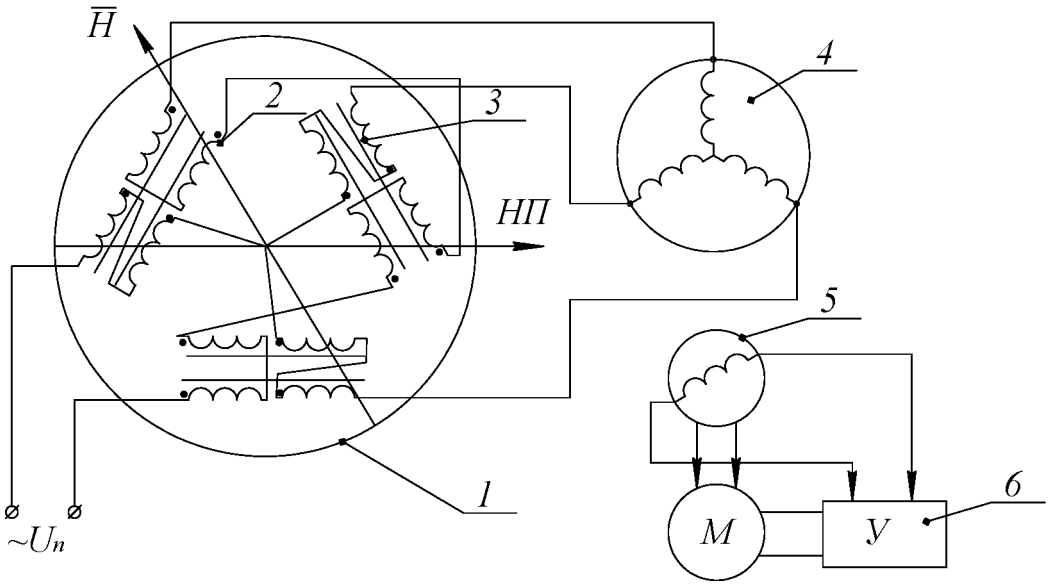


Рисунок 2.53 – Принципиальная схема индукционного датчика магнитного курса

Где: *1* - платформа на карданновом подвесе (удерживается в горизонтальном положении); *2* - подмагничивающие обмотки; *3* - сигнальные обмотки; *4* - сельсин (статор); *5* - ротор сельсина; *6* - усилитель; *7* - электродвигатель малоинерционный.

Методические погрешности такие же, как у магнитных компасов.

Инструментальные погрешности возникают от изменения напряжения и частоты питания; температуры окружающей среды; нелинейности характеристик, вносимых следящей системой и дистанционной передачей.

Используется в системах магнитной коррекции современных курсовых системах.

2.6 Топливомеры

Приборы, предназначенные для измерения объемного или весового количества жидкого топлива, называются топливомерами.

С помощью топливомеров определяют суммарный запас топлива во всех баках и количество топлива в каждом из них в отдельности. Необходимо знать, как распределено топливо между баками, для того чтобы определить правильную последовательность расходования топлива из баков во избежание недопустимого смещения центра масс самолета. Переключением баков управляют автоматические устройства топливомеров.

Непосредственное измерение объема (веса) топлива на борту самолета неосуществимо, поэтому применяются косвенные методы измерения, в которых объем (вес) топлива функционально связан с какой-либо легко определяемой величиной.

Большинство методов измерения количества топлива сводится к измерению его уровня (высоты столба жидкости). Однако шкалы указателей топливомеров градуируются в единицах объема (литрах) или в килограммах. Поэтому тарировка шкалы зависит от размеров и формы топливного бака, для которого предназначен топливомер.

2.6.1 Назначение и классификация

Классифицируя топливомеры по принципу действия чувствительного элемента, можно отметить следующие типы, получившие распространение:

- поплавковые, основанные на измерении уровня (объема) топлива с помощью плавающего на поверхности поплавка;
- манометрические, основанные на измерении давления (веса) столба топлива с помощью манометра;
- емкостные, основанные на измерении уровня (объема) топлива с помощью специального конденсатора, емкость которого связана функционально с уровнем топлива в баке.

Поплавковые топливомеры в свою очередь в зависимости от способа преобразования положения поплавка в величину, удобную для передачи, и измерения делятся на механические и электрические.

Поплавковые и емкостные топливомеры измеряют объемное количество топлива, а манометрические – весовое. Так как количество топлива принято выражать в объемных единицах (литрах), то показания манометрических топливомеров правильны только для топлива определенного удельного веса.

Топливомеры должны быть дистанционными. Этому требованию удовлетворяют электрические топливомеры. Механические топливомеры, не являясь дистанционными, почти не применяются в авиации. Наибольшее распространение получили емкостные и поплавковые топливомеры.

Погрешности топливомеров не должны превышать 2-3% от фактического запаса топлива в баках.

Показания топливомеров правильны только в том случае, если самолет находится в линии установившегося горизонтального полета. В других случаях в показаниях приборов появляются погрешности.

Запас топлива на самолетах достаточно велик и неправильное расходование его из отдельных баков может привести к нарушению центровки самолета. Для устранения этого на самолетах 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.

2.6.2 Методы измерения количества топлива

Большинство методов измерения количества топлива сводится к измерению его уровня.

Количество топлива v (в единицах объема) и его уровень h связаны между собой функциональной зависимостью, определяемой формой топливного бака.

Количество топлива в баке можно измерить следующими наиболее распространенными методами: - весовым гидростатическим методом; - поплавковым; - акустическим; - емкостным; - индуктивным; - резисторным; - радиоволновым; - радиоизотопным.

Весовой метод заключается в непосредственном взвешивании бака с топливом с помощью тензодатчиков, которые устанавливаются в местах крепления бака.

Гидростатический метод основан на зависимости гидростатического давления топлива от его уровня.

Поплавковый метод, который заключается в измерении линейного перемещения плавающего на поверхности топлива поплавка, относительно вертикальной направляющей или углового перемещения, связанного с поплавком рычага.

Акустический метод основан на свойстве отражения ультразвуковых колебаний от границы раздела двух сред. Измерение уровня топлива в баке может осуществляться путем локации сверху или снизу.

Емкостной метод основан на зависимости емкости конденсатора, расположенного в топливном баке, от уровня топлива. Емкость изменяется в связи с тем, что диэлектрическая проницаемость топлива (масла) отличается от диэлектрической проницаемости воздуха.

Индуктивный метод основан на зависимости индуктивности катушки, расположенной в баке, от уровня топлива. Индуктивность изменяется вследствие изменения электрических потерь в жидкости. Эти потери ощутимы в электропроводящих жидкостях, для которых и применим метод.

Резисторный метод основан на зависимости активного сопротивления резистора, расположенного в топливном баке, от уровня топлива. Сопротивление изменяется вследствие шунтирования его топливом. Метод пригоден для измерения уровня электропроводящих жидкостей.

Радиоволновой метод (радиоинтерференционый) основан на зависимости от уровня жидкости положения узлов стоячей электромагнитной волны, возникающей в коаксиальной линии при сложении падающей и отраженной от измеряемого уровня волн.

Радиоизотопный метод основан на измерении интенсивности излучения радиоизотопов при их прохождении через слой жидкости, уровень которой измеряется.

Наиболее широкое распространение в авиации нашли датчики измерения количества топлива в основу построения которых положены поплавковый и емкостной методы измерения.

2.6.3 Поплавковый электромеханический топливомер

В поплавковом топливомере на поверхности топлива находится поплавок. Линейное перемещение поплавка или угловое перемещение связанного с ним рычага измеряется и позволяет судить о количестве топлива, находящегося в баке.

Поплавковый топливомер состоит из датчика, расположенного в топливном баке, и указателя, который размещен на приборной доске или индицируется на многофункциональном дисплее.

Датчик состоит из поплавка, механической передачи и электрического преобразователя перемещений.

Электрический преобразователь перемещений выполнен в виде проволочного потенциометра.

Поплавковым топливомерам свойственны методические и инструментальные погрешности.

К методическим погрешностям относятся:

- погрешности, обусловленные изменением положения топлива в баке при продольных и поперечных наклонах самолета и при движении самолета продольными и поперечными ускорениями;
- погрешности, вызванные влиянием температуры, с одной стороны, на уровень топлива (в соответствии с коэффициентом объемного расширения топлива).

Инструментальные погрешности топливомера аналогичны погрешностям других электромеханических *ИУ*. Они определяются несовершенством механических и электрических элементов, наличием сил трения, люфтов, влиянием температуры на механические, электрические и магнитные свойства деталей и узлов, обусловленные приближениями, допущенными при проектировании *ИУ*, вызванные изменением напряжения источника питания и т.п.

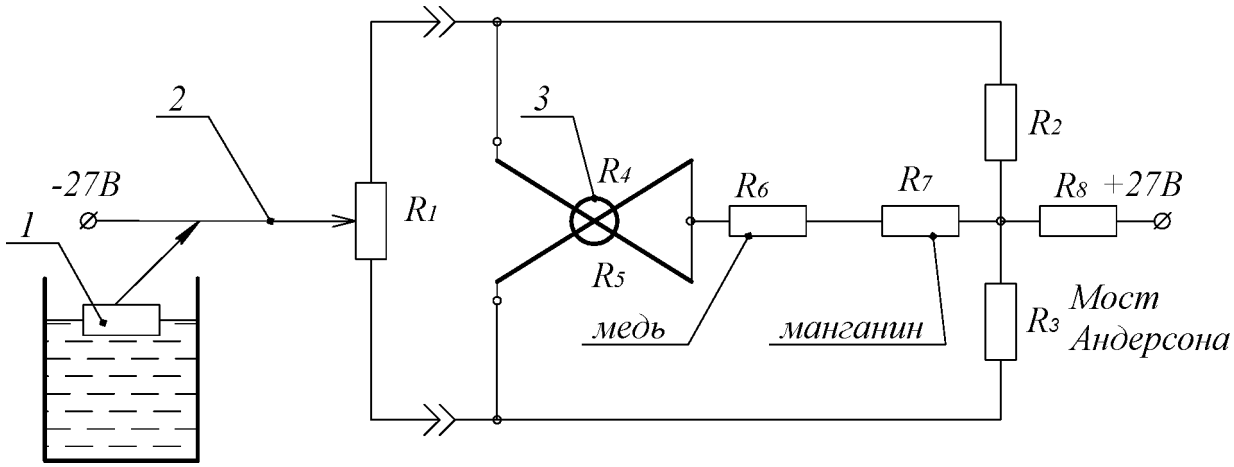


Рисунок 2.54 – Электромеханический топливомер

Измерительным преобразователем является полый металлический или пенопластовый поплавок (рисунок 2.54). При перемещении поплавка в зависимости от уровня топлива перемещается щётка передающего преобразователя R_1, который включен в два плеча неуравновешенного моста постоянного тока. Указателем соотношения плечевых резисторов является логометр. Для получения линейной зависимости значения сопротивления преобразователя от объёма топлива в баках сложной формы резистивный преобразователь профилируют по форме бака. Такие топливомеры получили шифр: *БЭС, КЭС, МЭС* где: *Б* – бензин; *К* – керосин; *М* – масло; *Э* – электромеханический; *С* – с сигнализацией.

Достоинство – простота. Недостаток – измеряют не массу, а уровень или объём вещества. Наличие подвижных деталей снижает надёжность. Показания зависят от углов положения самолёта в полёте и на стоянке, и от ускорений действующих на поплавок. Инструментальная погрешность возникает за счёт изменения температуры окружающей среды: изменяется сопротивление рамок прибора, что компенсируется введением в полудиагональ моста резисторов R_6 и R_7 из медной и манганиновой проволоки.

Погрешности электрических поплавковых топливомеров складываются из:

- погрешностей, возникающих при наличие продольных и поперечных кренов самолета;
- погрешностей, вызванных ускорениями самолета;
- погрешностей, вызванных отклонением в размерах баков и их установке по сравнению с исходными данными, принятыми при тарировке и расчете;
- температурных погрешностей, возникающих вследствие изменения электрических сопротивлений магнитопроводов при изменении температуры окружающей среды;
- погрешностей, вызванных изменением напряжения источников питания.

Другие погрешности являются общими для всех *ИУ*.

Первые три типа погрешностей относятся к методическим, а последние – к инструментальным погрешностям.

Температурные инструментальные погрешности топливомеров компенсируются подбором параметров схемы. Полная компенсация температурных погрешностей возможна только в топливомере с взаимозаменяющимися плечами. В суммирующих топливомерах полная компенсация возможна только при двух значениях температуры, соответствующих двум значениям шкалы. В остальных точках шкалы погрешности будут отличаться от нуля, хотя их значения будут лежать в допустимых пределах. В целом инструментальные погрешности поплавковых топливомеров можно свести к *2÷3%*.

Методические погрешности в поплавковых топливомерах не компенсируются.

Температурные инструментальные погрешности топливомеров компенсируются подбором параметров схемы. При анализе схем уже было показано, что полная компенсация температурных погрешностей возможна только в топливомере с взаимно заменяющимися плечами. В суммирующих топливомерах полная компенсация возможна только при двух значениях температуры, соответствующих двум точкам шкалы. В остальных точках шкалы погрешности будут отличны от нуля, хотя их значения будут лежать в допустимых пределах. В целом инструментальные погрешности поплавковых топливомеров можно свести к *2 ÷ 3%*.

2.6.4 Поплавковый электромеханический топливомер с герконами

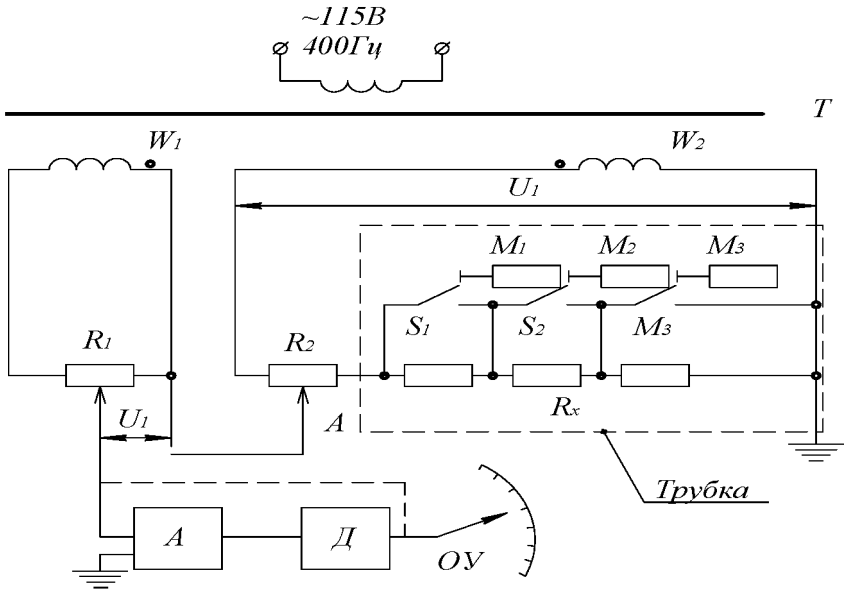


Рисунок 2.55 – Электромеханический топливомер с герконами

Состоит из немагнитной трубки (рисунок 2.55), герконов, расположенных вдоль трубки, измерительных резисторов намотанных на герконы, поплавков вдоль каждого геркона с постоянными магнитами. R_2 и R_x составляют делитель, и напряжение в точке A зависит от количества замкнутых и разомкнутых герконов.

Обмотка трансформатора W_2 включена встречно с обмоткой W_1 и при равенстве напряжений на них $U_2 = 0$. Если произойдёт уменьшение топлива, разомкнётся контакт S_1 и изменится суммарное напряжение обмоток W_1 и W_2, появится ΔU_2, значение которой усиливается, включается двигатель Д и через редуктор перемещает щётку резистора R_1 и стрелку OV, до устранения ΔU_2, что будет соответствовать определенному уровню топлива. Недостатки: сложная схема, зависимость показаний от температуры и сорта топлива, дискретность показаний. Достоинства: возможность размещения датчика в баках сложной формы, небольшие отклонения трубки от вертикального положения.

2.6.5 Электроёмкостные топливомеры

Емкостные топливомеры представляют собой системы измерения, контроля и управления. Они выполняют следующие функции:

- измеряют количество топлива в отдельно взятых баках и суммарное количество топлива на ВС;
- осуществляют программное управление выработкой топлива;
- осуществляют управление заправкой топливом ВС;
- сигнализируют об аварийном остатке топлива;
- сигнализируют про неисправность работы автоматики.

В электроёмкостных топливомерах используется свойство конденсаторов изменять величину электрической емкости в зависимости от изменения диэлектрической

постоянной среды, заполняющей пространство между обкладками конденсатора. Так как диэлектрическая проницаемость топлива отличается от диэлектрической проницаемости воздуха, то при изменении уровня в баке будет меняться и емкость конденсатора.

Емкостные топливомеры состоят из датчика, расположенного в топливном баке, и указателя который размещен на приборной доске или индицируется на многофункциональном дисплее. В комплект *ИУ* входят также промежуточный блок решающий усилительно-преобразующие и коммутационные задачи.

Датчик емкостного топливомера представляет собой конденсатор, электроды которого выполнены в виде коаксиальных цилиндров (труб), расположенных вертикально по всей высоте бака.

Трубы, образующие электроды датчика профилируются путем вырезания на их поверхности окон различной конфигурации. Это необходимо для того, чтобы получить требуемую зависимость изменения рабочей поверхности электродов, а, следовательно, и емкости конденсатора от высоты уровня топлива с целью согласования характеристики датчика с формой топливного бака.

Для увеличения емкости датчика используют несколько коаксиальных цилиндров (до шести), которые через один соединяют друг с другом накоротко.

В конструкцию датчика вводятся индуктивные сигнализаторы, состоящие из неподвижной катушки и железного сердечника, связанного с поплавком. В датчик вмонтированы два индуктивных сигнализатора: один – в верхней, а другой в нижней части датчика. Верхний сигнализатор срабатывает при заполнении бака, нижний – при его полном расходе. На рисунке 2.56 представлена упрощенная конструкция датчика электроёмкостного топливомера.

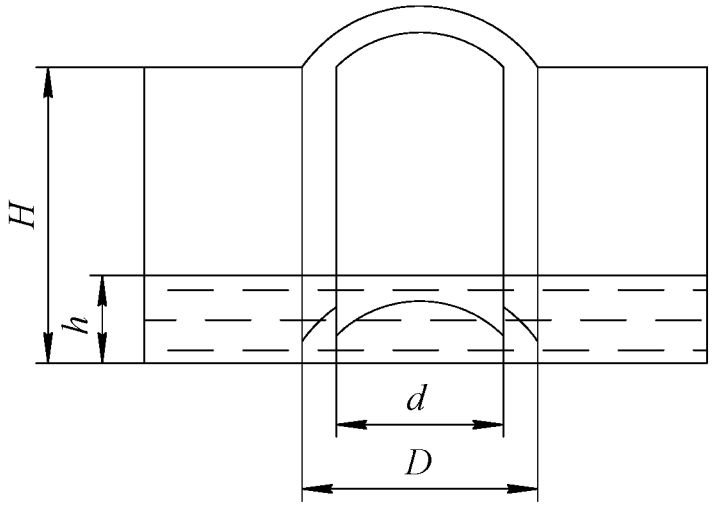


Рисунок 2.56 – Электроёмкостный датчик топливомера

Принцип основан на зависимости ёмкости конденсатора от уровня и диэлектрической проницаемости жидкости, находящейся между электродами датчика топливомера.

При пустом баке ёмкость датчика топливомера равна:

$$C_x = \frac{2\pi\varepsilon_0\varepsilon_в H}{ln\frac{D}{d}}, \qquad (2.46)$$

Где: $\varepsilon_0 = 8{,}85 \cdot 10\text{-}12$ *Ф/м* – диэлектрическая постоянная;

$\varepsilon_в = 1{,}00059 \approx 1$ – относительная диэлектрическая постоянная воздуха;

H – длина датчика;

D, d - внутренние диаметры соответственно внешней и внутренней труб.

Так как, диэлектрическая проницаемость топлива и масел равна $\varepsilon_т = 1{,}9 \div 2{,}2 \approx 2{,}0$, то при заполнении бака топливом ёмкость датчика будет увеличиваться и зависеть от уровня топлива:

$$C_x = \frac{2\pi\varepsilon_0}{ln\frac{D}{d}}\left[\varepsilon_в\left(H-h\right)+\varepsilon_T h\right] \qquad (2.47)$$

Так как, $\varepsilon_в \approx 1{,}0$, то после несложных преобразований формулу (2.47) можно представить в следующем виде:

$$C_x = Cx_0 + \frac{C_0}{S}\cdot\frac{\varepsilon_T - 1}{\rho}m, \qquad (2.48)$$

где:

$$C_{x_0} = \frac{2\pi\varepsilon_0 H}{ln\frac{D}{d}}$$ – ёмкость сухого датчика;

$$C_0 = \frac{2\pi\varepsilon_0}{ln\frac{D}{d}}$$ – погонная ёмкость датчика;

S - площадь поперечного сечения бака;

ρ - плотность топлива.

Из формулы 2.48 видно, что ёмкость датчика зависит от массы топлива в баке. Зависимость $C_x = f\left(m\right)$ линейна, в том случае, если $\frac{C_0}{S}$ и $\frac{\varepsilon_T - 1}{\rho}$ являются постоянными. Для этого электроды датчика профилируют так, чтобы ёмкость датчика C_0 изменялась по высоте в соответствии с изменением площади S бака. Обычно это делают за счёт соотношения $\frac{D}{d}$. Количество труб в датчике может быть от *3* до *6*.

Одна из конструкций датчика представлена на рисунке 2.57, а его эквивалентная схема замещения изображена на рисунке 2.58.

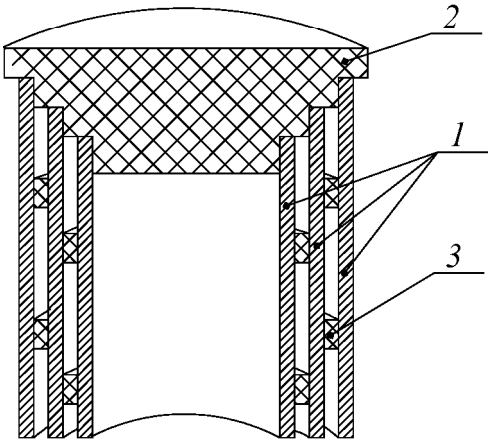


Рисунок 2.57 – Конструкция электроёмкостного датчика

Где: *1* – электроды; *2* – основание; *3* – изоляционные вкладыши.

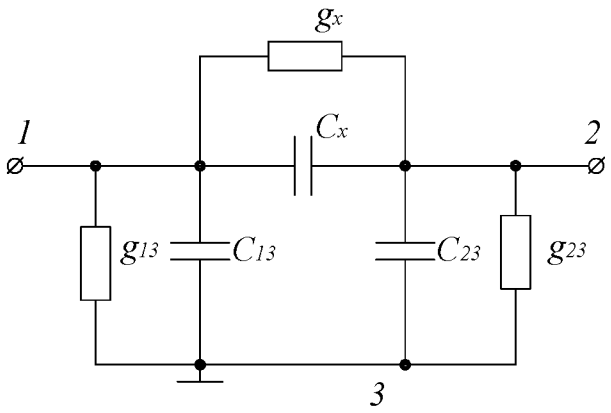


Рисунок 2.58 – Эквивалентная схема датчика

C_x – прямая ёмкость датчика.

C_{13}, C_{23} – частичные (заземлённые) ёмкости электродов.

g_x, g_{13}, g_{23} – прямая и частичные проводимости между электродами датчика.

Для измерения массы топлива широко применяют уравновешенные мосты переменного тока.

Особенности устройства емкостных топливомеров. Емкостный топливомер обычно включает собственно измеритель количества топлива в баках летательного аппарата и автомат программного расхода, осуществляющий управление расходом топлива из баков в такой последовательности, при которой сохраняется центровка летательного аппарата. Емкостные топливомеры представляют собой системы измерения, контроля и управления.

Они выполняют следующие функции:

- измерение количества топлива в отдельных группах баков и суммарного количества топлива на летательном аппарате;
- программное управление выработкой топлива;
- управление заправкой топливом летательного аппарата;
- сигнализацию об остатке топлива на определенную продолжительность полета;

- сигнализацию неисправности работы автоматики.

Схемы топливомеров, входящих в состав суммирующих электрических топливомеров с сигнализацией *(СЭТС)* не имеют принципиальных отличий.

Принципиальная схема измерительной части системы представляет собой самобалансирующийся мост (рисунок 2.59), образованный емкостями C_1 и C_x (C_x – емкость датчика) и сопротивлениями R_1, R_2, $R3$, r_1, r_2 и R.

U_n~ *(115 В,400Гц)*

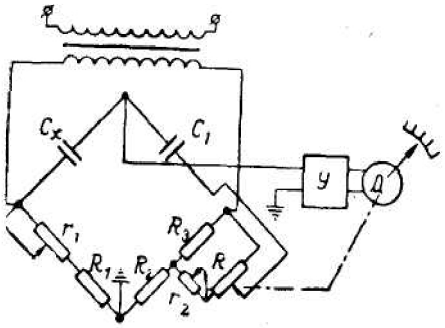


Рисунок 2.59 - Принципиальная схема измерительной части топливомера

Мост питается напряжением 115В, 400 Гц. Напряжение с измерительной диагонали подается на усилитель, а затем на двигатель типа *ДИД-0,5,* который через редуктор перемещает стрелку прибора в соответствии с изменением емкости *Cx* датчика и приводит в равновесное положение схему путем изменения сопротивления *R.*

Емкостные топливомеры имеют методические и инструментальные погрешности.

Методические погрешности такие же, как у поплавковых топливомеров. Кроме того, емкостные топливомеры обладают еще методической погрешностью, обусловленной изменением диэлектрической проницаемости измеряемой среды при изменении температуры и сорта топлива.

Особое место в определении методической погрешности, связанное с изменением состава, а стало быть, и плотности топлива, играет добавление в него в зимнее время года специальной жидкости (например, жидкость *"И")* для предотвращения возможности образования в топливе кристаллов замерзшей воды. Поскольку датчик емкостного топливомера значительно компактнее, чем датчик поплавкового, представляется возможным разместить несколько датчиков в различных точках одного бака, что приведет к уменьшению методической погрешности, вызванной изменением положения топлива в баке при наклонах и ускорениях самолета.

Инструментальные погрешности емкостного топливомера вызываются главным образом влиянием температуры на параметры элементов мостовой схемы (конденсаторов, сопротивлений). Уменьшение этих погрешностей достигается применение элементов с малыми температурными коэффициентами или ведением температурной компенсации.

Существенным преимуществом емкостных топливомеров по сравнению с поплавковыми является отсутствие в датчике подвижных частей, кроме того, погрешности *ИУ* при кренах и ускорениях самолета меньше, чем для поплавкового метода измерения.

С другой стороны, преимущества датчиков топливомера поплавкового типа над емкостными заключается в том, что для первых, такой параметр как плотность топлива не

влияет на точность измерения, а для вторых он не только существенен, но и может привести к выходу из строя датчика (в том случае, когда после применения специальных жидкостей для предотвращения кристаллообразований в топливе в зимнее время, датчик может покрываться слизью, изменяя его емкость, и от этого даже выходить из строя).

Вопросы контроля:

1. Назначение авиационных топливомеров.
2. Классификации авиационных топливомеров.
3. Методы измерения количества топлива.
4. Принцип действия поплавковых топливомеров.
5. Устройство датчика поплавкового топливомера.
6. Принцип действия емкостных топливомеров.
7. Устройство датчика емкостного топливомера.
8. Погрешности поплавковых топливомеров.
9. Погрешности емкостных топливомеров.
10. Преимущества и недостатки датчиков топливомеров.

2.7 Датчики измерения расхода топлива

Приборы, предназначенные для измерения мгновенного или среднего расхода жидкостей и газов в единицу времени, называются расходомерами. На самолетах расходомеры применяются для измерения расхода топлива, потребляемого авиационными двигателями, а также для измерения расхода воздуха в двигателях и герметических кабинах.

Для измерения суммарного количества топлива за определенное время (например, за время полета) применяются суммирующие расходомеры. Эти приборы состоят из собственно расходомера, измеряющего расход в единицу времени, и интегрирующего устройства, обеспечивающего суммирование сигналов, пропорциональных расходам.

Суммирующие расходомеры в большинстве случаев показывают не израсходованное, а остающееся количество топлива, поэтому их показания дублируют показания топливомеров. По сравнению с топливомерами расходомеры более надежны и их показания не зависят от положения самолета в пространстве.

Скорость потока жидкости может быть измерена непосредственно, например, при помощи крыльчатки. Расходомеры с непосредственным измерением скорости называются скоростными расходомерами. Они получили наибольшее распространение в качестве измерителей расхода топлива.

Скорость потока можно измерить и косвенными методами, например, измеряя динамическое давление жидкости (газа), связанное со скоростью уравнением Бернулли. На этом принципе основаны, в частности, дроссельные расходомеры, применяемые для измерения расхода воздуха в герметических кабинах самолетов.

Расход топлива необходимо измерять с большой точностью. Мощность поршневых и турбовинтовых двигателей и тяга турбореактивных двигателей пропорциональна расходу топлива в единицу времени. Поскольку для поддержания заданной скорости полета отклонение тяги двигателя не должно превышать *±2%,* то погрешность измерения

мгновенного расхода топлива должна быть не более *±2%*. Примерно такие же требования предъявляются к точности измерения суммарного расхода.

Так как расходомеры топлива включаются в топливную магистраль, то к ним предъявляются жесткие требования в отношении гидравлического сопротивления при нормальной работе и при отказе прибора. В первом случае перепад давлений на датчике расходомера не должен превышать *0,15 кГ/см*^{2}, а во втором – *0,20 кГ/см*^{2}

2.7.1 Методы измерения расхода топлива

Существует ряд методов измерения расхода топлива. К наиболее распространенным, получившим распространение в авиации можно отнести:

- объемный;
- гидродинамический (переменного перепада давлений);
- метод постоянного перепада давлений;
- центробежный;
- турбинный;
- тепловой;
- ультразвуковой;
- электромагнитный (индукционный).

Объемный метод основан на пропускании через трубопровод контролируемого потока жидкости порциями определенного объема. В качестве датчика объёмного расходомера используются обратимые жидкостные насосы – дисковые, чашечные, лопастные, винтовые и др.

Достоинство объёмного метода заключается в том, что вязкость жидкости не влияет на работу датчика, а недостатком – возможность закупоривания магистрали при заклинивании датчика.

Гидравлический метод основан на зависимости перепада давлений, возникающего на дросселирующем элементе, установленном в трубопроводе, от расхода топлива. В качестве дросселирующего элемента используется трубка Вентури или диафрагма.

Метод постоянного перепада давлений основан на уравновешивании веса подвижной части расходомера гидравлическим давлением, оказываемым на эту систему потоком жидкости. В зависимости от конструкции подвижной части, построенные по этому методу расходомеры делятся, на ротаметрические. поршневые, дисковые. Недостатком метода препятствующим его применению на летательных аппаратах, является влияние ускорений на подвижную часть расходомера.

Центробежный метод основан на зависимости от расхода жидкости центробежной силы, возникающей при течении жидкости по криволинейной траектории. Построенный по этому методу расходомер состоит из согнутой по кольцу трубы, к которой подключен дифференциальный манометр.

Турбинный (скоростной) метод основан на зависимости скорости вращения расположенной в трубопроводе ненагруженной аксиальной или тангенциальной крыльчатки (турбины) от расхода жидкости.

Достоинством метода является пропорциональная зависимость скорости вращения крыльчатки от расхода жидкости. Мерой мгновенного расхода служит скорость вращения,

а мерой суммарного расхода за некоторый интервал времени – общее число оборотов, которое совершит крыльчатка за это время.

Тепловой метод основан на зависимости теплоты, теряемой нагретым телом, от скорости потока жидкости, обтекающей это тело. Чувствительным элементом расходомера служит нагреваемый электрическим током проводник, температура которого зависит от скорости потока.

Ультразвуковой метод основан на том. Что скорость ультразвуковых колебаний, распространяющихся в потоке жидкости, относительно трубопровода равна векторной сумме скорости ультразвука относительно среды и скорости среды относительно трубопровода.

Измерение скорости потока может быть осуществлено путем измерения разности времен распространения ультразвуковых колебаний по потоку и против него с помощью двух пьезоэлементов, расположенных один за другим в потоке жидкости и являющихся одновременно излучателями и приемниками ультразвука.

Электромагнитный (индукционный метод) основан на наведении в электропроводящей жидкости электродвижущей силы при течении жидкости по трубе, пересекаемой внешним магнитным полем.

Наибольшее распространение на ВС получили турбинные, т.е. скоростные расходомеры.

2.7.1 Турбинный преобразователь расхода топлива

Состоит из струенаправляющего аппарата 1 и гидравлической крыльчатки 2 (рисунок 2.60).

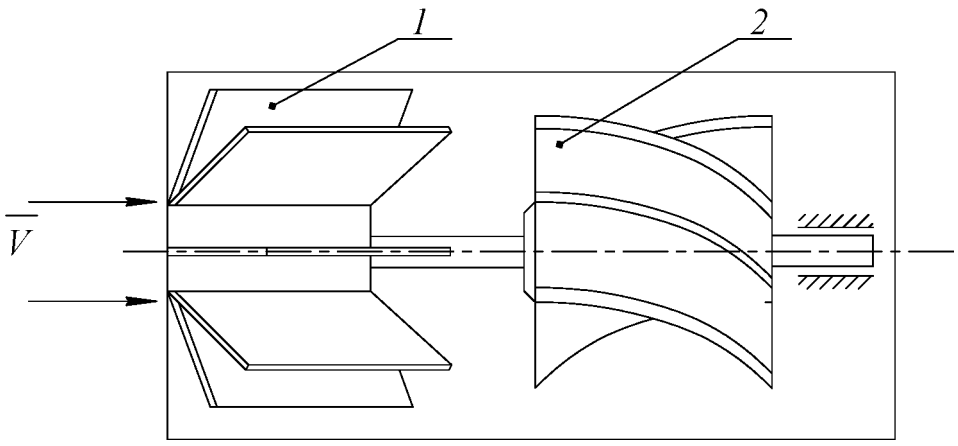


Рисунок 2.60 – Турбинный преобразователь

Частота вращения нагруженной крыльчатки пропорциональна скорости протекания топлива:

$$n = kV, \qquad (2.49)$$

где k — коэффициент пропорциональности, зависящий от конструкции крыльчатки;

V – скорость протекания топлива.

Так как расход топлива через поперечное сечение S трубопровода зависит от скорости протекания топлива, то

$$V=\frac{Q}{S}. \tag{2.50}$$

Подставив выражение (2.50) в (2.49), получим:

$$n=\frac{k}{S}Q. \tag{2.51}$$

Если измеряют массовый расход топлива, то:

$$n=\frac{k}{\rho S}Q_m, \tag{2.52}$$

где ρ – плотность топлива.

Уравнение (2.52) является статической характеристикой ненагруженного турбинного преобразователя. Для анализа работы расходомера достаточно воспользоваться этим уравнением.

При нагруженной крыльчатке необходимо учитывать наличие моментов трения в подшипниках крыльчатки, а так же противодействующих моментов, создаваемых последующими механическими преобразованиями.

Количество топлива, потреблённое двигателем за время его работы равно:

$$G_M=\int_0^t Q_M dt,$$

где t – время работы двигателя.

Проинтегрировав левую и правую части уравнения (2.52), получим:

$$j=\frac{k}{rS}\int_0^t Q_M dt=\frac{k}{rS}G_M, \tag{2.53}$$

$$j=\int_0^t n dt$$

Где – угол поворота крыльчатки (число оборотов).

Таким образом по общему числу оборотов можно судить о количестве топлива. На рисунке 2.61 изображен упрощенный вид датчика расхода топлива *ДРТМС10АТ.*

В крыльчатке *4* датчика расхода закреплен постоянный магнит *3,* при вращении которого в обмотке *2,* расположенной на корпусе датчика, индуктируется *ЭДС*, которая подается в преобразователь *ПЧН1Т.*

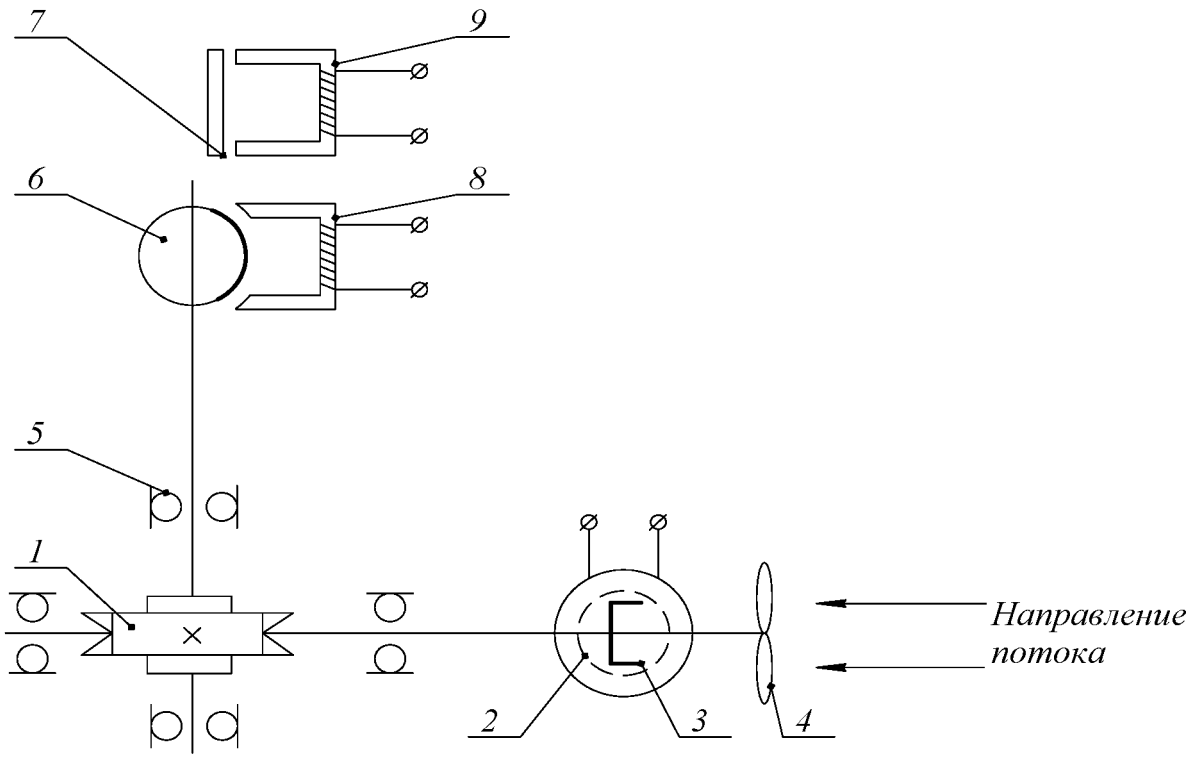


Рисунок 2.61 – Электрокинематическая схема датчика расхода топлива ДРТМС10АТ

Принцип действия суммарной части датчика расхода основан на том, что крыльчатка, через червячную передачу вращает сердечник *6*, который является звеном магнитной цепи катушки переменной индуктивности *8*. Это катушка вместе с катушкой постоянной индуктивности *9*, входят в схему индуктивного моста переменного тока. Двумя другими плечами моста являются обмотки трансформатора. За *30* оборотов крыльчатки датчика расхода индуктивный мост один раз выходит из равновесия. При этом в диагонали моста появляется сигнал переменного тока частотой *400 Гц*, модулированный частотой сигнала датчика. Крыльчатка рассчитана таким образом, что при прохождении через датчик *1,538* л топлива его индуктивно–импульсное устройство посылает один импульс. Для начального уравновешивания индуктивного моста в датчике предусмотрен магнитный шунт *7*.

Для соединения датчика с внешней схемой имеется разъем.

2.7.2 Принцип действия и конструкция

В авиационных расходомерах измерение скорости потока топлива производится с помощью крыльчатки, помещаемой в топливную магистраль (рисунок 2.62). Скорость вращения ω ненагруженной крыльчатки пропорциональна скорости потока и, следовательно, величине расхода Q топлива $\omega = k_1 V$, где k_1 – коэффициент пропорциональности.

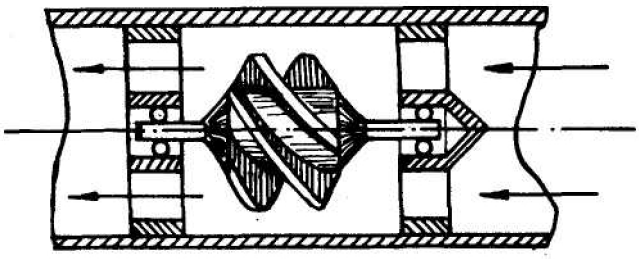


Рисунок 2.62 – Упрощенная схема скоростного расходомера

Поэтому, измеряя скорость вращения крыльчатки, можно определить количество топлива, протекающего через трубопровод за единицу времени, т.е. принцип действия скоростных расходомеров основан на зависимости скорости вращения крыльчатки, помещенной в поток жидкости, от скорости потока.

Если крыльчатка не нагружена, то ее скорость вращения пропорциональна скорости потока и объемному расходу жидкости. Следовательно, в скоростных расходомерах измерение расхода сводится к измерению скорости вращения крыльчатки. Если вместо скорости вращения измерять угол поворота вала крыльчатки, то получим величину, пропорциональную суммарному расходу жидкости за время вращения крыльчатки.

Наибольшее распространение в авиации получили скоростные расходомеры мгновенного расхода, входящие в состав комбинированных расходомеров мгновенного и суммарного расхода серии РТМС.

Скорость вращения крыльчатки зависит не только от величины расхода, но также от вязкости жидкости, поэтому с изменением вязкости (при изменении температуры или сорта топлива) показания прибора будут меняться.

Так как для неискаженного показания прибора крыльчатка должна быть ненагруженной, непосредственное измерение скорости вращения механическими приборами невозможно. Обычно угловая скорость вращения преобразуется в электрический сигнал с помощью индуктивного датчика, прерывателя или специального тахогенератора. Полученный электрический сигнал в виде импульсов напряжения или тока подается на устройства индикации (указатель прибора) или в систему автоматического контроля и управления с учетом конструктивных характеристик турбинного преобразователя (рисунок 2.63).

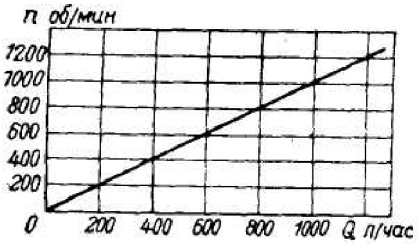


Рисунок 2.63 – Зависимость скорости вращения крыльчатки от объемного расхода жидкости

В расходомерах мгновенного расхода в качестве указателей применяются сельсинные передачи и приборы магнитоэлектрической системы, а в мерах суммарного расхода – электромагнитные счетчики импульсов.

2.7.3.Скоростные расходомеры мгновенного расхода.

Скорость вращения ненагруженной крыльчатки пропорциональна скорости потока, т.е. $\omega = kV$,

где k – коэффициент, зависящий от параметров крыльчатки.

Если воспользоваться формулами (2.51) и (2.52), получим

$$w = \frac{k}{S}Q \qquad (2.54)$$

$$w = \frac{k}{\rho S}Q_m \qquad (2.55)$$

соответственно для расходомеров с градуировкой в объемных и весовых единицах.

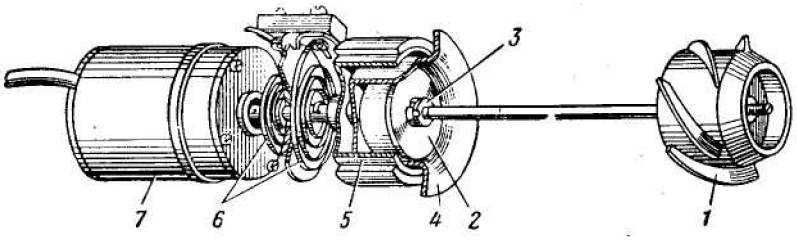


Рисунок 2.64 - Кинематическая схема расходомера

Обозначения: *1* – крыльчатка; *2* – магнит; *3* – термомагнитный шунт; *4* – кожух; *5* – чувствительный элемент – стакан; *6* – пружины; *7* – сельсин-датчик.

Для построения приборов, измеряющих объемный или весовой расход, необходимо измерить скорость вращения крыльчатки ω и передать полученное значение на указатель, устанавливаемый на приборной доске. Другими словами, скоростной расходомер мгновенного расхода включает измеритель скорости вращения, дистанционную передачу и указатель.

Измерение угловой скорости осуществляется магнитоиндукционным тахометрическим узлом (рисунок 2.64). Постоянный магнит *2* узла приводится во вращение крыльчаткой *1*. Для уменьшения температурных погрешностей применен термомагнитный шунт *3*. Герметичность датчика обеспечивается применением диамагнитного кожуха *4*. При вращении магнита в чувствительном элементе *5* наводятся вихревые токи, взаимодействующие с полем магнита. Поворот чувствительного элемента (стакана) ограничивается противодействующей пружиной *6*. Очевидно, угол поворота стакана пропорционален мгновенному расходу топлива. На оси стакана находится ротор сельсина-датчика *7* синхронной передачи. Сельсин-приемник помещен в указателе

прибора, причем его ротор перемещает стрелку прибора в соответствии с изменением мгновенного расхода топлива.

Схема сельсинной передачи показана на рисунке 2.65.

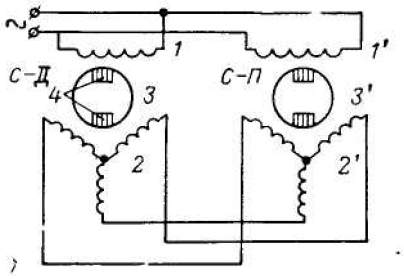


Рисунок 2.65 – Схема сельсинной передачи скоростного расходомера мгновенного расхода

Обмотки возбуждения *1* и *1'* обмотки синхронизации *2* и *2'* размещены на статоре сельсина-датчика (С–Д) и сельсина-приемника (С–П). Цилиндрический ротор сельсина состоит из двух пакетов листовой электротехнической стали, впрессованных в пластмассу. Индуктируемые в синхронизирующих обмотках *2* и *2' э.д.с.* зависят от углового положения роторов. При несинхронном положении роторов возникает синхронизирующий момент, устанавливающий ротор сельсина-приемника в положение, синхронное с ротором датчика.

Шкала мгновенного расхода градуируется в *кГ/час.*

2.7.4 Погрешности скоростных расходомеров.

Скоростные расходомеры являются *ИУ* косвенного метода измерения поэтому им свойственны методические погрешности. При градуировке в объемных единицах методические погрешности отсутствуют, так как в градуировочной формуле (2.54) площадь сечения S постоянна. Однако при градуировке в весовых единицах в мгновенных и в суммирующих расходомерах методическая погрешность возникает, как следует из (2.55), вследствие изменения весовой плотности ρ при изменении температуры или сорта топлива.

Погрешности при замене сорта топлива могут достигать 5÷6%. Они учитываются поправочными графиками. На шкалах расходомеров обычно указывается значение градуировочной плотности топлива.

Методические температурные погрешности в диапазоне температур топлива $\pm 60°C$ достигают $+3 \div 4\%$ и $5 \div 10\%$. Для автоматической компенсации этих погрешностей предложено применять чувствительные элементы, реагирующие на температуру топлива подающие компенсационные сигналы в схему прибора. В качестве таких чувствительных элементов могут применяться емкостные датчики, в которых диэлектрическая постоянная

ε является функцией температуры топлива, и биметаллические компенсаторы, сигналы которых можно использовать для осевого перемещения крыльчатки.

Инструментальные погрешности скоростных расходомеров складываются из погрешностей датчика, измерительной схемы и указателя.

Погрешности датчика обусловлены главным образом моментом нагрузки $M_н$ на крыльчатку, который определяется моментом трения $M_{тр}$ в опорах, моментом жидкостного $M_ж$ сопротивления и моментом от преобразователя сигналов $M_{пр}$:

$$M_н = M_т + M_ж + M_{пр}$$

Если момент нагрузки сравнить с моментом развиваемым крыльчаткой $M_д$, то нарушится пропорциональность. Для уменьшения этих погрешностей следует выбирать параметры датчика так, чтобы $M_д >> M_н$.

Температурные инструментальные погрешности тахометрического измерителя в мгновенном расходе компенсируются термомагнитным шунтом.

Инструментальные погрешности схемы суммирующего расходомера практически отсутствуют, поскольку число импульсов пропорционально расходу. На рисунке 2.66 представлена реальная электрокинематическая схема датчика ДРТМС.

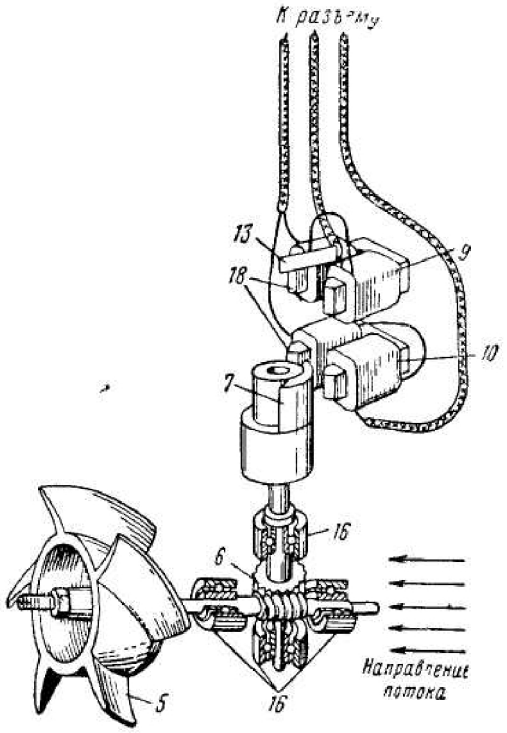


Рисунок 2.66 – Кинематическая схема датчика суммарного расхода

Обозначения: *5* – крыльчатка; *6* – червячная передача; *7* – стальной сердечник; *9* – катушки постоянной индуктивности; *10* – катушки переменной индуктивности; *13* – магнитный шунт; *16* – подшипники; *18* – П-образные стальные сердечники катушки.

3 ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

3.1 Основы прикладной теории гироскопа

Гироскопом называется быстровращающееся симметричное тело (ротор), установленное в специальном кардановом подвесе. В авиационных приборах используются *3-х* степенные (рисунок 5.1) и *2-х* степенные гироскопы.

Свободным гироскопом называется такой гироскоп с тремя степенями свободы, на который не действуют никакие внешние силы. Для того чтобы гироскоп был свободным, необходимы следующие условия:

1. Все три оси вращения гироскопа должны пересекаться в одной точке; центр тяжести должен находиться в этой точке пересечения. Если это условие не будет выполнено и центр тяжести гироскопа будет находиться на некотором расстоянии от точки пересечения осей, то сила веса, имея плечо, к которому она приложена, будет действовать, как внешняя сила. В этом случае гироскоп будет являться несбалансированным. Работа по совмещению центра тяжести с точкой пересечения осей есть балансировка гироскопа.

2. В подшипниках осей $OY_н$ и $OX_в$ внешней и внутренней рамок должно отсутствовать трение. Трение осей производит торможение рамок, а, следовательно, является внешней силой.

При этих условиях главная ось сохраняет свое первоначальное положение в пространстве неизменным и гироскоп будет свободным. Но практически получить свободный гироскоп невозможно, так как нельзя достигнуть полного совпадения его осей, т.е. нельзя достигнуть полной сбалансированности гироскопа. Точно так же нельзя полностью освободиться от трения осей в подшипниках, можно только уменьшить это трение. Поэтому в реальном (техническом) гироскопе главная ось его в определенной степени прецессирует и отклоняется от первоначального заданного положения. Наряду с понятием "свободный гироскоп" в технике существует понятие "технический гироскоп". Это такой гироскоп, в котором хотя и не в значительной степени появляются несбалансированность и трения в подшипниках.

Гироскоп состоит из ротора *1*, внутренней *2* и наружной *3* рам. $OZ_в$ – ось вращения ротора, $OX_в$ – ось вращения внутренней рамы, *OYн* – ось вращения наружной рамы. Т. о. имеем три степени свободы вращения гироскопа, и гироскоп называется трехстепенным. Если центр тяжести гироскопа совпадает с точкой *0*, то его называют астатическим.

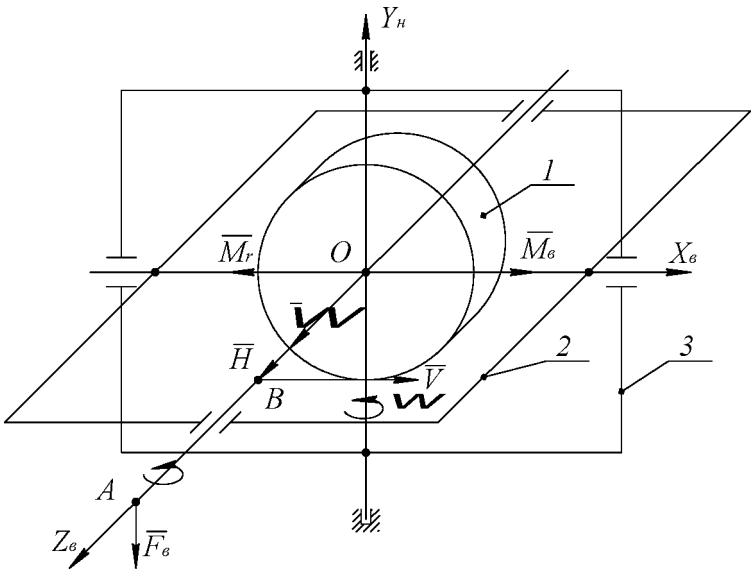


Рисунок 5.1 – Трехстепенной гироскоп

.

Свободный гироскоп обладает следующими основными свойствами:

1. Если на гироскоп не действует внешняя сила, то главная ось гироскопа $OZ_в$ сохраняет неизменным свое направление в мировом пространстве. Пока ротор гироскопа не приведен во вращение с большой скоростью, гироскоп не обнаруживает никаких особых свойств и ведет себя, как и всякое другое не вращающееся тело. Но как только ротор приведен во вращение с большой скоростью, свойства гироскопа резко меняются. Ротор приобретает особую устойчивость. Например, при повороте подставки гироскопа главная ось сохраняет неизменным свое направление в пространстве и не поворачивается за подставкой.

2. Если к главной оси гироскопа приложить внешнюю силу, то она отклоняется не в том направлении, в котором действует сила, а в направлении перпендикулярном действию этой силы; это движение главной оси называется прецессией или прецессионным движением. Пока ротор гироскопа не вращается, приложенная сила заставляет его поворачиваться в том же направлении, в котором действует эта сила. Но стоит только привести ротор во вращение с большой скоростью, как гироскоп начнет вести себя по-другому и ось ротора будет поворачиваться в перпендикулярном направлении действия этой силы. Прецессионное движение происходит до тех пор, пока на гироскоп действует внешняя сила. После исчезновения внешней силы немедленно прекращается и прецессия.

3. Быстро вращающийся ротор гироскопа не реагирует на кратковременную приложенную внешнюю силу. Если воздействующая на гироскоп внешняя сила будет прикладываться кратковременно, например, в виде ударов по рамке подвеса, то гироскоп практически не будет реагировать на это воздействие. Так как скорость прецессии мала и время воздействия тоже очень ограниченно, гироскоп не успевает сколько-нибудь заметно уйти от первоначального положения. В этом смысле гироскоп обладает "жесткостью" оси к кратковременным нагрузкам.

Технический гироскоп обладает теми же свойствами, что и свободный гироскоп. Различие заключается лишь в том, что для технического гироскопа первое основное

свойство формулируется несколько иначе, а именно: главная ось стремится сохранить неизменным свое направление в мировом пространстве. Второе и третье свойства в одинаковой степени принадлежат как свободному, так и техническому гироскопу.

Т.е. при вращающемся роторе и колебательных движениях основания гироскопа в разных плоскостях пространственное положение оси остается неизменным за счет гироскопического эффекта и карданова подвеса.

При ударе по раме гироскопа возникают слабые колебания оси ротора, которые быстро затухают. Воздействуя на внутреннюю раму, т.е. создавая момент внешних сил относительно оси $OX_в$, гироскоп поворачивается вокруг оси $OY_н$ наружной рамы, а внутренняя рама остается неподвижной. Движение гироскопа под действием момента внешней силы, перпендикулярное направлению этой силы, называется прецессионным.

Рассмотрим действие внешней силы на точку A. Когда ротор не вращается под действием этой силы внутренняя рама поворачивается вокруг оси $OX_в$.

Если ротору сообщить большую угловую скорость $\bar{\Omega}$, то он будет обладать кинетическим моментом $\bar{H} = J\ \Omega$, где J - осевой момент инерции ротора относительно оси $OZ_в$. Главный момент $\bar{M}_в$ внешней силы $\bar{F}_в$ направлен по оси $OX_в$. В соответствии с теоремой Резаля скорость $\bar{V}$ конца вектора кинетического момента $\bar{H}$ (в точке B) геометрически равна главному моменту внешних сил $\bar{M}_в$, т.е. вектор скорости $\bar{V}$ направлен параллельно оси $OX_в$ и равен по величине $\bar{M}_в$. Движение гироскопа происходит по направлению, перпендикулярному к направлению действия внешней силы $F_в$ и, как мы отметили, называется прецессионным движением гироскопа со скоростью $\omega_x = \frac{M_{Xв}}{H}$.

То, что действие момента $\bar{M}_в$ не вращает гироскоп относительно оси $OX_в$, свидетельствует о том, что на него действует еще момент, равный по величине и противоположный по направлению. Этот момент является главным (суммарным) моментом кориолисовых сил инерции, называется гироскопическим моментом $\bar{M}_г$, который уравновешивает момент внешних сил $\bar{M}_в$ и не дает гироскопу вращаться относительно оси $OX_в$.

Исследования основных свойств гироскопа проводят с использованием математической модели в виде системы дифференциальных уравнений, описывающих движение гироскопа относительно заданной системы координат и системы углов Эйлера. Из этого следует, что трёхстепенной гироскоп после резкого удара по наружной или внутренней рамам совершает колебательные движения около нового положения. Эти колебания называются нутационными.

Смещение оси ротора и амплитуда нутационных колебаний ничтожно мала. Очень высокая частота делает их слабо различимыми. Они быстро затухают за счет моментов трения в осях карданова подвеса. Поэтому практически на гироскоп не оказывают влияние мгновенные удары, толчки при тряске, вибрации и им подобные воздействия. Гироскоп при этом сохраняет неизменным положение оси вращения ротора в пространстве.

Исследования движения гироскопа под воздействием удара и внешнего момента проводятся без учета влияния трения в осях карданова подвеса, так как математическое описание моментов трения в общем виде является практически неосуществимой задачей.

Ошибки, возникающие от нутационных колебаний, настолько малы, что они в авиационных приборах с достаточной точностью позволяют воспроизводить значения поворота рам, т.е. отклонения корпуса гироскопа от направления главной оси.

Двухстепенной гироскоп отличается от трехстепенного тем, что он имеет одну раму подвеса (внутреннюю) и обладает двумя степенями свободы: относительно оси $OZ_в$ собственного вращения и оси $OX_в$ рамы. Такой гироскоп не обладает устойчивостью к ударным и постоянным воздействиям относительно оси $OX_в$.

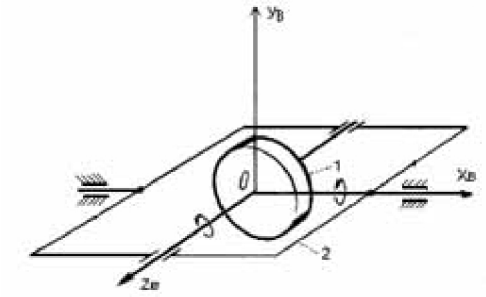


Рисунок 5.2. – Двухстепенной гироскоп

При вращении гироскопа относительно оси $OX_в$, возникает гироскопический момент относительно оси $OY_в$, который гасится реакцией опор оси $OX_в$.

3.2 Элементы гироскопических приборов и систем

Гироскопические приборы состоят из: гиромотора, внутренней и наружной рамы, устройства для передачи энергии; корректирующего, демпфирующего и арретирующего устройства и устройства для съема результатов измерений. Ротор гироскопа в приборах гражданской авиации объединен с внутренней рамой в единый конструктивный блок - гироузел, состоящий из гирокамеры и гиромотора. Гиромоторы представляют собой *3-х* фазные асинхронные двигатели с короткозамкнутым внешним ротором и внутренним статором.

Рассмотрим гиромотор *ГМ-4П* (рисунок 5.3).

Состоит из ротора, статора, шарикоподшипниковых опор и оси.

Статор жестко укреплен на оси *5* и имеет пакет железа *2*, обмотку *1* с втулками *3* и *12*. Провода обмотки выведены через полую ось *5*. Ротор состоит из латунного обода *10*, пакета железа *8* с короткозамкнутой обмоткой *16* и массивного кольца *14*. Пакет *8* ротора и кольцо *14* установлены в обод ротора по прессовой посадке. Фланцы *6* и *11* посажены в обод *10* с натягом и крепятся к нему винтами.

Внутренние кольца шариковых подшипников *4* и *13* установлены на цапфы фланцев *6* и *11* ротора с натягом. Наружное кольцо подшипника *4* вставлено во втулку *3* с радиальным зазором, а наружное кольцо подшипника *13* – во втулку *12* с натягом. Пружинная шайба *7* служит для компенсации температурных изменений линейных размеров гиромотора. Прокладки *9* и *15* служат для установления осевого натяга на шариковых подшипниках. Концы оси гиромотора имеют резьбу для крепления его в корпусе и крышке гирокамеры. Гироузлы одинаковых типов применяются в различных гироскопических приборах, а наружные рамы имеют кон-

структивное исполнение в зависимости от назначения гироприбора. Роль внутренней рамы выполняет гирокамера, в которой имеются оси для подвеса в опорах наружной рамы. В наружной раме имеются посадочные места по оси $OX_в$, в которые на шариковых подшипниках закрепляются оси гирокамеры, а по оси $OY_н$ закреплены полуоси, предназначенные для подвеса рамы в корпусе гироприбора.

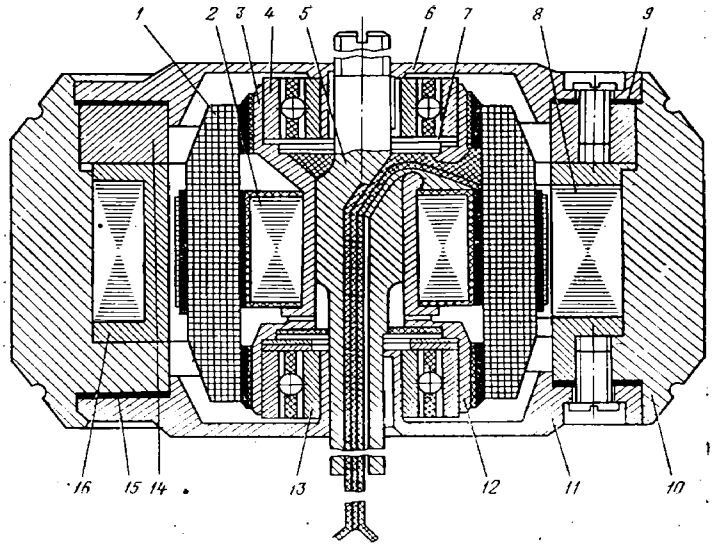


Рисунок 5.3 – Конструкция гиромотора

Главные опоры ротора гироскопа работают на повышенных скоростях, и момент трения в опорах не влияет на точность гироприбора, но влияет на выбор мощности мотора и срок его службы. Опоры карданова подвеса работают при малых скоростях и небольших углах поворота, но момент трения влияет на точность гироприбора.

Поэтому для снижения трения в опорах карданова подвеса, в частности, в гироагрегатах курсовых систем, применяют специальные вращающиеся подшипники.

Рассмотрим схему конструкции такой рамы (рисунок 5.4).

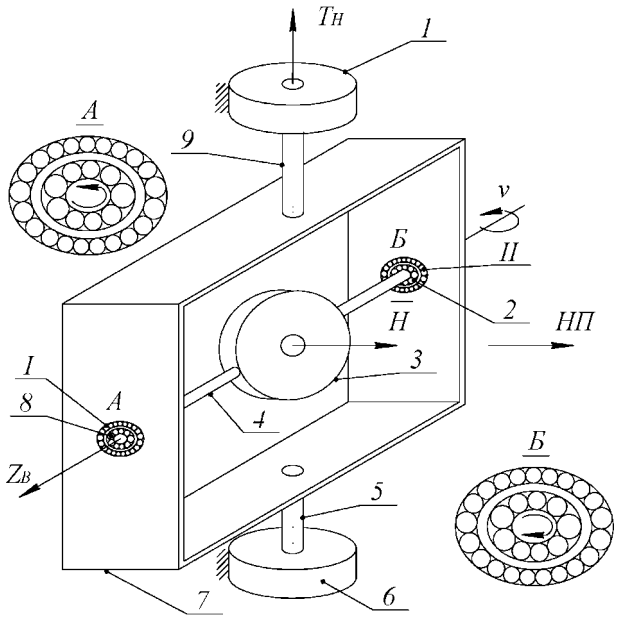


Рисунок 5.4 – Рама карданова подвеса с вращающимися подшипниками

Гироузел *3* трехстепенного гироскопа подвешен на оси *4* в наружной раме *7* с помощью комбинированных двойных подшипников. Средние кольца *2* и *8* подшипников *А* и *Б* оси подвеса гироузла приводятся во вращение в противоположные стороны. Оси вращения *5*, *9* наружной рамы закреплены в подшипниках *1*, *6*, наружные кольца которых неподвижны относительно основания.

При повороте самолета относительно оси $OX_в$ наружная рама гироскопа будет разворачиваться вместе с основанием относительно неподвижной оси *4* подвеса гироузла в силу основного свойства гироскопа (сохранять неизменным в пространстве положение главной оси).

Если подшипники *А* и *Б* обычные, момент, возникающий по оси $OX_в$, определяется как

$$M_X = M_{T_1} + M_{T_2},$$

где M_{T_1} и M_{T_2} – моменты сухого трения в подшипниках *А* и *Б* соответственно.

Под воздействием момента M_X гироскоп прецессирует относительно оси $OY_н$, и ось кинетического момента отклоняется от направления полета с угловой скоростью

$$\dot{\alpha} = \frac{M_{T_1} + M_{T_2}}{H}.$$

Если подшипники *А* и *Б* комбинированные двойные и их средние кольца вращаются с одинаковой скоростью, но в противоположные стороны, то получим:

$$M_X = M_{T_1} - M_{T_2},$$

а скорость равна:

$$\dot{\alpha} = \frac{M_{T_1} - M_{T_2}}{H}.$$

При $M_{T_1} = M_{T_2}$, $\alpha = 0$, что обеспечить очень трудно, но сократить погрешность от сил трения в опорах в значительной мере удается. Снижению систематического ухода гироскопа способствует введение периодического реверсирования вращения средних колец. В случае равных и небольших времен вращения средних колец подшипников в разные стороны при реверсировании гироскоп будет отклоняться от среднего положения на равные и противоположные углы, совершая малые колебания относительно первоначального положения оси кинетического момента, и компенсируя неравенство моментов M_{T_1} и M_{T_2} при повороте наружной рамы относительно оси $OX_в$.

Для уменьшения трения в опорах используют и другие конструкции подвеса, к которым относят: жидкостный, гидростатический, магнитный, электростатический и др.

В авиационных приборах применяют жидкостный подвес (рисунок 5.5), в котором гироузел *1* подвешивается в герметичном корпусе *2*, заполненном жидкостью. Плотность жидкости подбирается такой, чтобы масса вытесняемого гироузлом объема жидкости была равна массе гироузла. Тем самым воспринимаемая опорами нагрузка снижается практически до нуля, что обеспечивает очень малые моменты сил трения в опорах подвеса гироузла.

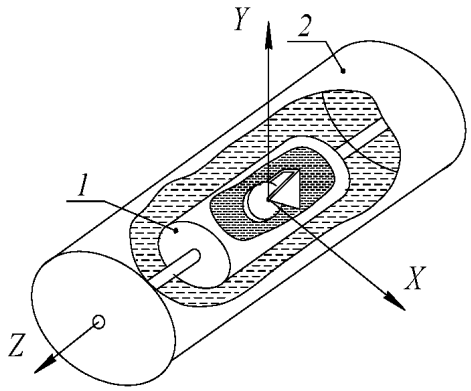


Рисунок 5.5 – Жидкостный подвес

Для подвода электрической энергии к элементам гироприборов служат устройства передачи энергии, которые осуществляют электрическую связь между элементами, помещенными на корпусе прибора и наружной раме карданова подвеса или на наружной и внутренней рамах.

При ограниченных углах поворота применяются гибкие проволочные проводники (рисунок 5.6).

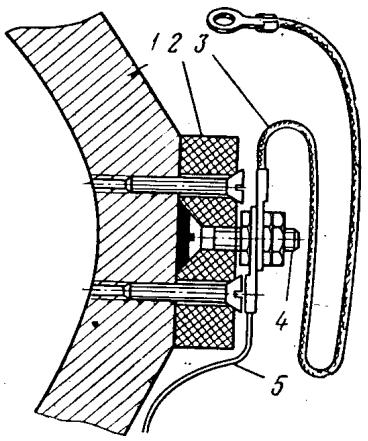


Рисунок 5.6 – Устройство передачи энергии в виде гибкого проводника

В тех случаях, когда углы взаимного разворота деталей гироприбора достигают существенных значений, применяют скользящие контакты. Если нужно обеспечить передачу энергии по нескольким линиям связи, то по оси устанавливают необходимое число токоведущих колец. Часто применяются точечные контакты, которые отличаются от скользящих тем, что точка контакта лежит на оси вращения элементов токоподвода (рисунок 5.7).

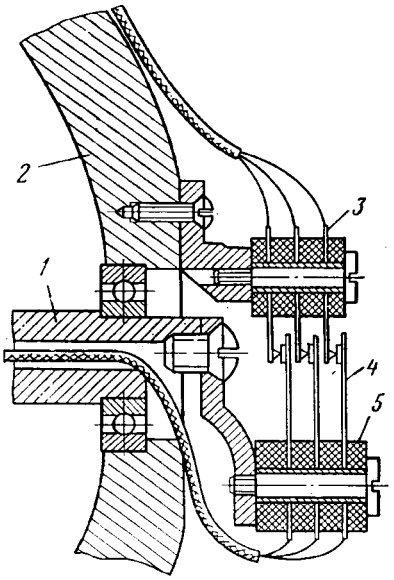


Рисунок 5.7 – Устройство передачи энергии с точечными контактами

3.3 Корректирующие устройства

Для управления *ЛА* (самолетом) необходимо, чтобы главная ось гироскопа сохраняла неизменным свое положение не в мировом пространстве, а по отношению к выбранной системе координат, т.е. по вертикали места или по горизонту. Для этого требуются корректирующие устройства, которые обеспечивают сохранность требуемого положения главной оси гироскопа путем приложения к гироскопу внешних управляющих (корректирующих) моментов. Основными элементами корректирующих устройств являются чувствительные элементы и исполнительные органы. В авиационных приборах в основном используют гравитационные, магнитные и ориентированные по небесным светилам (Солнце, Луна, планеты или Звезды) чувствительные элементы.

Исполнительными органами корректирующих устройств авиационных приборов являются *2-х* фазные реверсивные асинхронные электрические двигатели, работающие в заторможенном режиме, а также сельсинные и потенциометрические следящие системы.

В качестве гравитационных чувствительных элементов используют однокоординатные и двухкоординатные жидкостные маятниковые датчики *(ЖМД)* направления вертикали.

Рассмотрим однокоординатный жидкостный маятниковый датчик (рисунок 5.8) и электрическую схему включения датчика для обеспечения коррекции (рисунок 5.9).

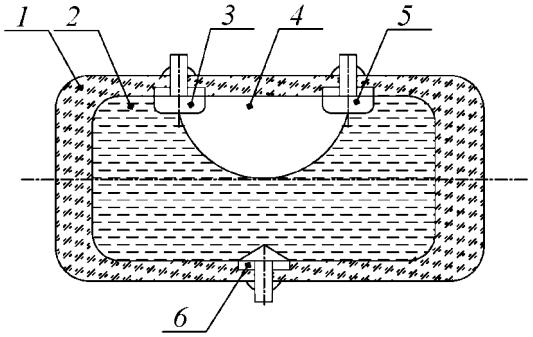


Рисунок 5.8 – Однокоординатный жидкостный маятниковый датчик

Электроды *3* и 5 в сосуде соединены с обмотками двигателя *2*. Общая точка обмоток управления *1* подключена к «*0*» источника питания переменного тока. Центральный контакт *4* подключен к фазе *В*, а *ОВ* к другой фазе *А*. При отклонении от вертикали в ту или другую сторону замыкает контакты *4* и *6* или *4* и *3* и двигатель корректирует положение главной оси соответственно в ту или другую сторону. При замыкании контактов *3*, *5*, *4* двигатель затормаживается.

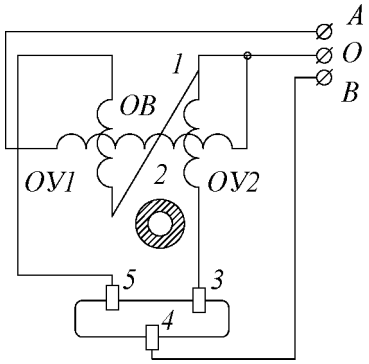


Рисунок 5.9 – Электрическая схема включения датчика

3.4 Кинематическая схема горизонтальной коррекции главной оси трехстепенного гироскопа

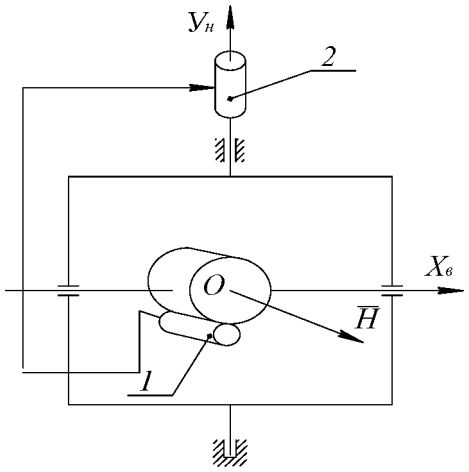


Рисунок 5.10 – Схема горизонтальной коррекции

При горизонтальном положении площади соприкосновения контактов и переходные сопротивления контактов датчика *1* (рисунок 5.10 равны, - в обмотках двигателя *2* ток равный и противоположный по направлению. При отклонении главной оси от плоскости горизонта воздушный пузырек в *ЖМД* смещается относительно электродов, сопротивления между контактами меняются, т.е. сопротивление одного контакта меньше, другого больше, двигатель начинает вращаться и устраняет отклонение оси от горизонта путем создания момента относительно внешней рамы и прецессии внутренней рамы относительно оси $ОХ_в$.

3.5 Кинематическая схема коррекции по направлению вертикали места

Ось чувствительности *ЖМД 1* направляется параллельно оси $OZ_в$ (рис. 5.10), ось чувствительности *ЖМД 2* – параллельно оси $OX_в$. При отклонении одной или обеих осей от плоскости горизонта соответствующий двигатель корректирует положения оси и таким образом удерживает направление главной оси трехстепенного гироскопа по направлению вертикали места. Часто в этом случае используют двухкоординатный *ЖМД* (рисунок 5.11), схема расположения электродов которого приведена ниже.

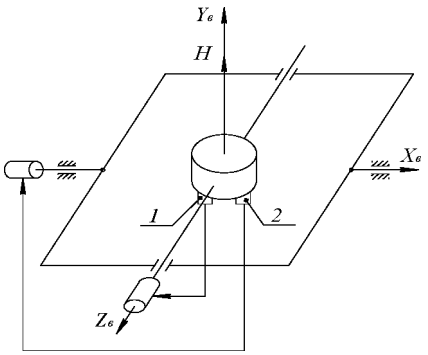


Рисунок 5.11 – Схема коррекции по направлению вертикали места

Обозначения: 1, 2 – ЖМД.

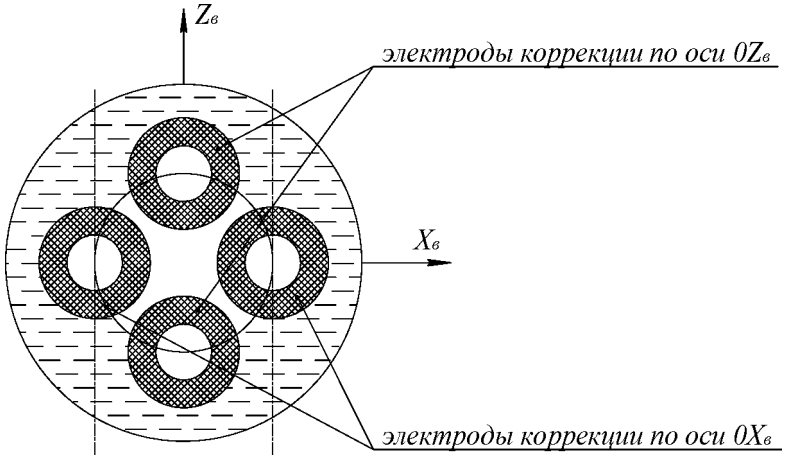


Рисунок 5.12 – Двухкоординатный жидкостный маятниковый датчик

3.6 Индукционный датчик

Для коррекции отклонений главной оси гироскопа от плоскости магнитного меридиана используют магнитные чувствительные элементы, в качестве которых наибольшее применение нашли индукционные датчики. Датчик состоит из трех индукционных чувствительных элементов, схема одного из которых приведена ниже (рисунок 5.13).

Индукционный чувствительный элемент состоит из двух одинаковых и параллельно расположенных пермаллоевых стержней *1* с обмотками *2*, питаемых напряжением U_1 с частотой $\omega_п$, и вторичной (сигнальной) обмоткой *3*, охватывающей оба стержня.

Создаваемые первичными обмотками переменные магнитные потоки $\bar{\Phi}_1$ и $\bar{\Phi}_2$ одинаковы по величине и противоположны по направлению, так как обмотки намотаны в разные стороны, а, следовательно, они не создают в сигнальной обмотке ЭДС.

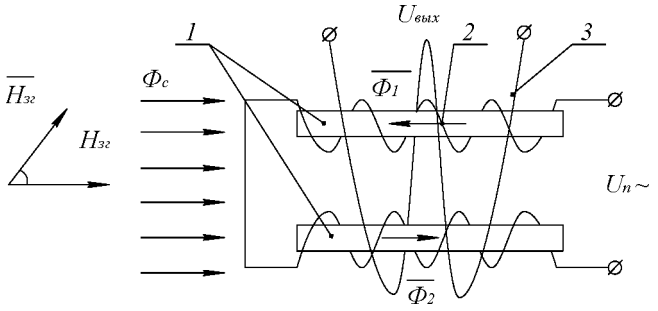


Рисунок 5.13 – Чувствительный элемент индукционного датчика

Магнитная проницаемость стержней M_c вследствие переменности магнитных потоков периодически меняется по закону

$$\mu_c = \mu_o + \mu_a \cos 2\omega_П t\,, \qquad (5.1)$$

где μ_o , μ_a – постоянная и переменная магнитные проницаемости.

Если чувствительный элемент размещен в плоскости горизонта, то горизонтальная составляющая напряженности магнитного поля Земли $Нз_г$ создает в стержнях индукцию B_c, а, следовательно, и постоянные магнитные потоки

$$\Phi_c = B_c S = H_{зг}\mu_c \cos\Psi_M S\,, \qquad (5.2)$$

где S – площадь сечения стержней.

При этом направления потоков в обоих стержнях одинаковы, а их значения пропорциональны магнитной проницаемости материала стержней и косинусу угла $\Psi_м$, между направлением магнитного меридиана и продольными осями стержней. Вследствие того, что магнитная проницаемость стержней периодически меняется, постоянные магнитные потоки от действия магнитного поля Земли в стержнях преобразуются в переменные. Эти потоки направлены в стержнях в одинаковом направлении и индуцируют в сигнальной обмотке ЭДС. Имеем напряжение на выходе, равное:

$$U_{вых} = -\frac{d\Phi_c}{dt}\cdot 10^{-8} = k\cdot H_{зг}\cdot\cos\psi_м\,. \qquad (5.3)$$

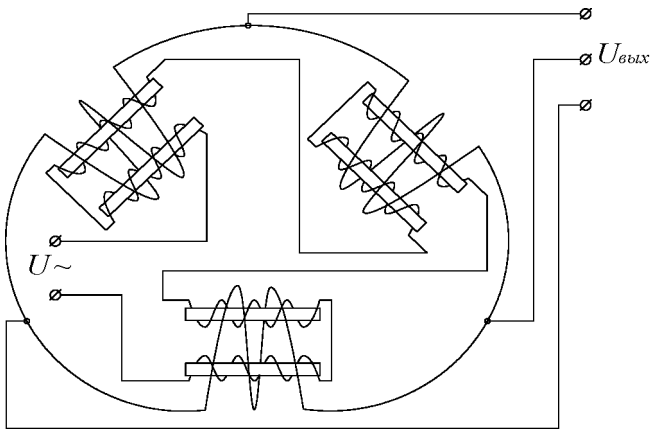


Рисунок 5.14 – Схема принципиальная электрическая индукционного датчика

Т.е. амплитудное значение выходного сигнала зависит от расположения стержней по отношению к магнитному меридиану, характеризуемому углом $\Psi_м$.

Для того, чтобы индукционный датчик позволял решать задачу определения курса в пределах *0°-360°* (так как *cos* изменяется от *1* до *0* в пределах *0°-90°*), его делают из *3* индукционных чувствительных элементов, расположенных под углом *60°* (рисунок 5.14).

3.7 Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана

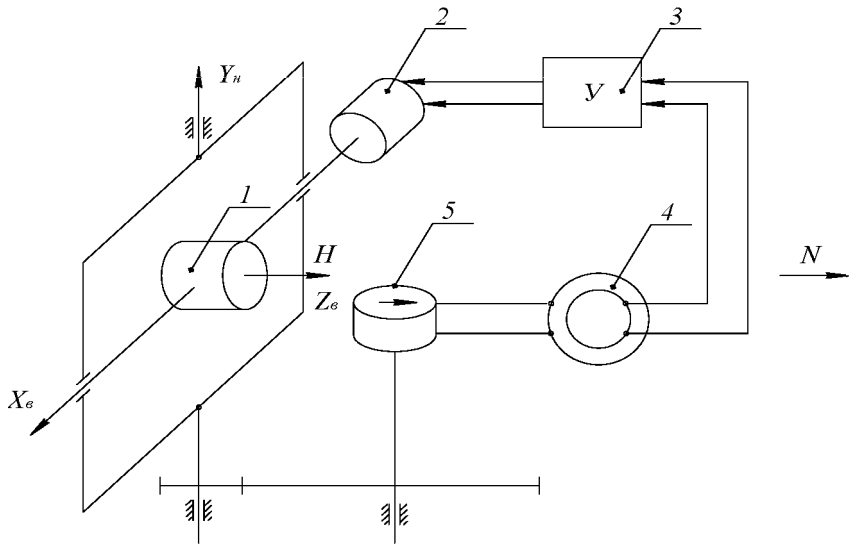


Рисунок 5.15 – Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана

Работа гироскопа (рисунок 5.15):

При отклонении направления главной оси гироскопа *1* от направления главного меридиана *N* ось наружной рамы поворачивает через редуктор индукционный датчик *5*, с которого сигнал поступает на сельсин–приемник *4*. С роторной обмотки сельсин-приемника сигнал поступает на усилитель *3*, а с него на двигатель *2*, который создает момент относительно оси подвеса гироузла, что приводит к прецессии гироскопа относительно оси наружной рамы в направлении уменьшения отклонения главной оси гироскопа и оси чувствительности индукционного датчика от направления *N*, пока сигнал на станет равным нулю.

Недостаток: дополнительный момент из-за трения оси крепления *ИД*, что снижает точность прибора.

Используется также более точная компенсационная схема коррекции показаний гироскопа направления (рисунок 5.16).

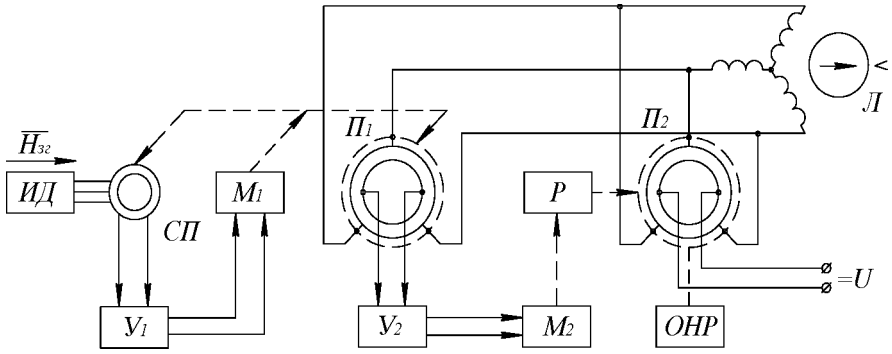


Рисунок 5.16 – Компенсационная схема коррекции показаний гироскопа направления

При отклонении продольной оси самолета от направления магнитного меридиана N с датчика *ИД* поступает сигнал в сельсин-приемник, усиливается усилителем $У_1$, мотор $М_1$ разворачивает щетки потенциометра $П_1$ и ротор *СП* пропорционально углу отклонения.

Щетки потенциометра $П_2$, закрепленные на корпусе самолета, также развернутся на угол поворота самолета относительно потенциометра, закрепленного на оси наружной рамы (*ОНР*) гироскопа. Потенциометрическая следящая система, состоящая из потенциометров $П_1$, $П_2$, усилителя $У_2$ и редуктора $Р$, будет в данном случае согласована, и стрелка логометра *Л* развернется на угол, пропорциональный углу разворота самолета, т.е. магнитному курсу.

Если при прямолинейном полете имеет место уход оси гироскопа, то корпус потенциометра $П_2$ также развернется относительно щеток, появится сигнал рассогласования на потенциометре $П_1$, который через усилитель $У_2$, мотор $М_2$ и редуктор вернет щетки потенциометра в первоначальное состояние, показания логометра при этом не изменятся.

Рассмотренная схема коррекции показаний курса позволяет усреднить и стабилизировать показания индукционного датчика, и в то же время на точность ее работы не влияют уходы гироскопа в плоскости горизонта.

3.8 Демпфирующие устройства

Предназначены для создания моментов, пропорциональных скорости подвижной системы, и обеспечивают демпфирование колебаний подвижной системы и требуемые динамические характеристики. В авиации применяются пневматические, гидравлические и магнитоэлектрические демпферы.

Пневматические просты и представляют собой цилиндр с поршнем, шток которого связан с осью подвижной части гироприбора. В данной части цилиндра имеется капиллярное отверстие для прохода воздуха, регулируемое винтом, через которое происходит всасывание и вытеснение воздуха, чем и обеспечивается демпфирование колебаний подвижной системы (рисунок 5.17).

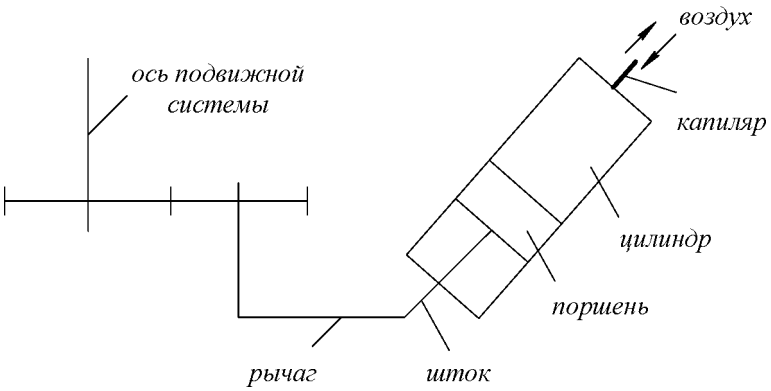


Рисунок 5.17 – Пневматический демпфер

Гидравлический демпфер представляет собой герметичный цилиндр, заполненный специальной жидкостью, в котором размещена подвижная система гироприбора, подвешиваемая на оси в герметичном корпусе. При вращении цилиндра жидкость создает гидравлическое демпфирование, которое имеет ряд преимуществ:

– из-за несжимаемости жидкости демпфирующий момент строго пропорционален угловой скорости вращения цилиндра;

– жидкость частично взвешивает цилиндр, уменьшает давление на опоры, т.е. уменьшает трение и повышает чувствительность прибора.

Магнитоэлектрические демпферы основаны на взаимодействии магнитного поля катушки с полем постоянного магнита, который связан с подвижной системой гироприбора. Взаимодействие магнитных полей катушки и магнита создает момент относительно оси подвеса, пропорциональный скорости ее поворота.

3.9 Устройства для съема результатов измерений

Результаты измерений с гироприборов снимаются визуально и по электрическим каналам. Для визуального съема показаний применяют шкаловые и индикаторные устройства, которые устанавливают непосредственно на гироскопе или связывают с гироскопом системой дистанционной передачи.

В первом случае отчетное устройство механически связывают с наружной рамой карданова подвеса, что обеспечивает отсчет угла крена или курса в зависимости от типа прибора.

Во втором случае углы поворота рам карданова подвеса передаются сельсинной или потенциометрической следящими системами в автономный указатель, как показано ниже (рисунки 5.18, 5.19).

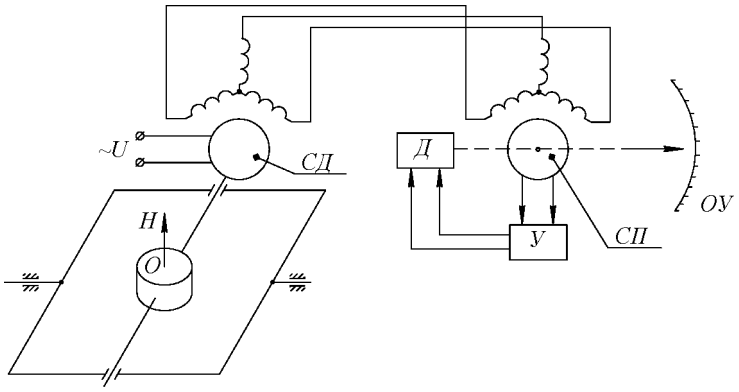


Рисунок 5.18 – Сельсинная следящая система съема результатов измерений

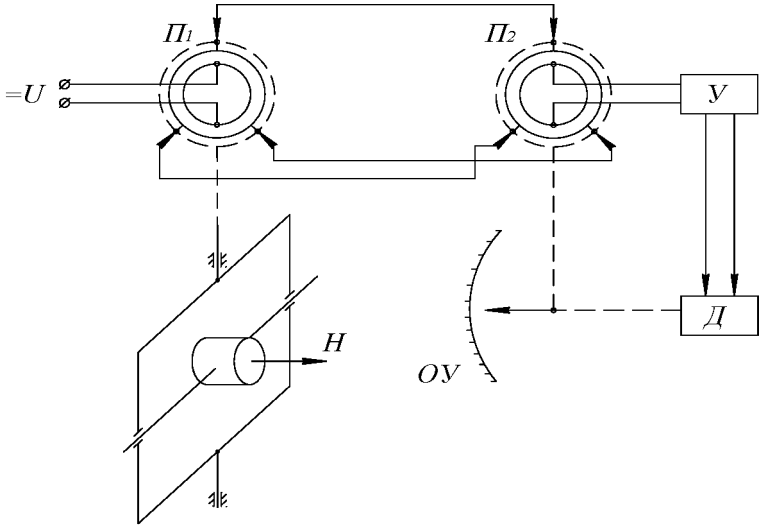


Рисунок 5.19 – Потенциометрическая следящая система съема результатов измерений

Принцип работы очевиден. Для съема измерений и передачи их в управляющую систему используют потенциометрические датчики, сельсины, *СКТ* и индукционные датчики. Потенциометрические датчики просты, применяются широко в схемах постоянного и переменного тока, но менее надежны. Сельсины, *СКТ* и индукционные датчики надежны, но более сложны и имеют нелинейную характеристику при больших углах поворота.

3.10 Арретирующие устройства

Предназначены для фиксирования главной оси гироскопа в заданном положении относительно корпуса прибора при подготовке его к работе. Применяются с ручным и дистанционным управлением. Схема ручного управления арретирующего устройства приведена ниже (рисунок 5.20).

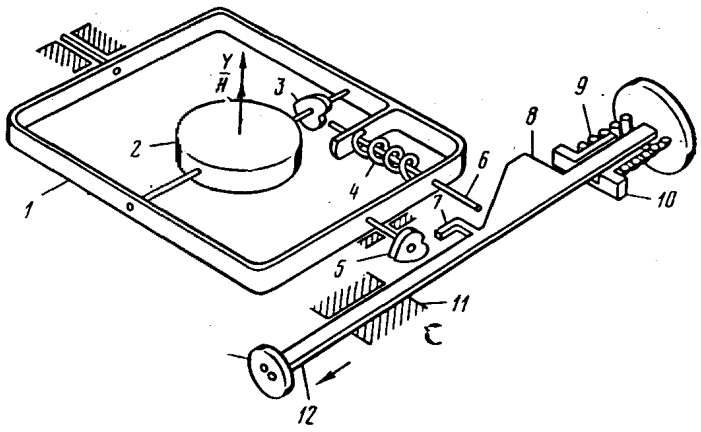


Рисунок 5.20 – Схема ручного арретирующего устройства

При отклонении гироскопа от заданного положения, относительно корпуса прибора, его устанавливают с помощью толкателей и кулачков в исходное положение.

Более сложную кинематику представляют арретирующие устройства дистанционного управления, исполнительным органом в которых является двигатель.

3.11 Демпфирующие гироскопы

Демпфирующие гироскопы *(ДГ)* предназначены для измерения угловых скоростей относительно осей вращения *ЛА* и выдачи электрических сигналов, пропорциональных этим скоростям в управляющую систему. Введение *ДГ* в контур управления полетом позволяет улучшить качество переходных процессов по регулируемой координате.

Принцип действия *ДГ*, используемых на всех *ЛА*, идентичен. Основным элементом *ДГ* является двухстепенной гироскоп (рисунок 5.21).

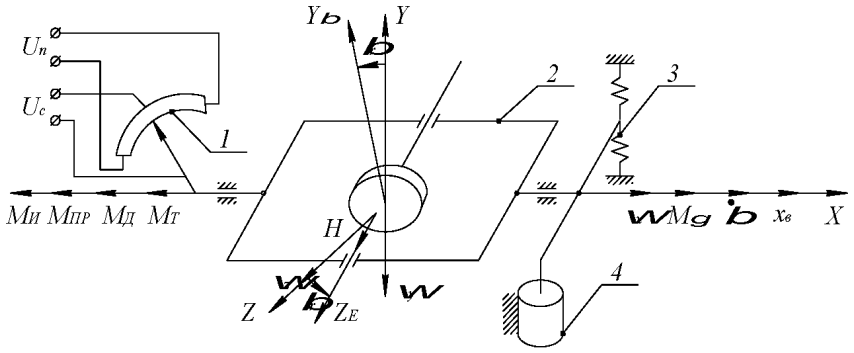


Рисунок 5.21 – Схема демпфирующего гироскопа

Как отмечалось, двухстепенной гироскоп при наличии угловой скорости вращения основания и под действием гироскопического момента совершает ускоренное движение относительно оси $OX_в$ в направлении совмещения главной оси с вектором угловой скорости вращения, т.е. двухстепенной гироскоп является индикатором угловой скорости, однако измерить величину угловой скорости можно только тогда, когда создадим уравновешивающий гироскопическому моменту момент с помощью пружины:

$M_n = - c\beta_r$,

где c - коэффициент жесткости пружины;

β_r - угол поворота рамы.

Момент демпфирования равен

$M_\partial = -K_\partial \dot{\beta}_r$,

где K_∂ - коэффициент демпфирования;

$\dot{\beta}_r$ - угловая скорость вращения рамы.

При уравновешивании всех моментов имеем:

$$M_u + M_r + M_{пр} + M_\partial + M_T = 0, \qquad (5.4)$$

где M_u - момент инерции $M_u = -\beta_r(\ddot{\beta}_r + \dot{\omega}_2)$;

M_T - момент трения в опорах карданова подвеса при ω_x=ω_z=0 и $\omega_y^\circ = const$.

Решая уравнение (5.4), определим установившееся отклонение рамы β_r° при действии угловой скорости ω_y°, получим:

$\beta_r^\circ = k\omega_y^\circ$,

где k – статический коэффициент передачи.

Если не будет демпфера, то гироскоп будет совершать незатухающие колебания с амплитудой β_r. Использование такого прибора невозможно, потому и введен демпфер.

С потенциометра в систему поступает сигнал U_c, равный:

$U_c = k_n\beta_r$,

где k_n – коэффициент передачи потенциометра.

При постоянной скорости вращения $ЛА$, т.е. при развороте, имеем:

$$U_c^\circ = k_n\beta_r^\circ = k_n k\omega_y^\circ, \qquad (5.5)$$

т.е. сигнал, пропорциональный угловой скорости.

Методические погрешности имеют место из-за наличия угловых скоростей ω_x° и ω_z°, которые создают дополнительные моменты на осях гироскопа.

К инструментальным погрешностям относятся:

а) наличие нулевого сигнала, что является следствием неточности регулировки «электрического нуля», дисбаланса прибора относительно выходной оси, гистерезиса пружины.

При дисбалансе ротора нулевой сигнал равен:

$U_c = k_n \dfrac{m_p g l}{c}$,

где m_p – масса ротора;

g – ускорение свободного падения;

l – смещение масс ротора относительно точки 0 по оси $OZ_в$;

c – коэффициент жесткости пружины;

б) существование порога чувствительности из-за наличия сухого трения в осях подвеса гироскопа;

в) погрешность нестабильности статического коэффициента передачи

$k = \dfrac{H}{c} = \dfrac{J\Omega}{c}$,

практически имеем:

$J = J_0 + \Delta J;\ \Omega = \Omega_0 + \Delta\Omega;\ C = C_0 + \Delta C$,

т.е. отклонение параметров прибора от номинальных приводит к нестабильности статического коэффициента передачи;

г) погрешность, обусловленная инерционностью рам и ротора в динамике, т.е. когда $\omega_y \neq const$.

В динамике при совпадении частоты колебаний основания гироскопа с частотой собственных колебаний возможно возникновение резонанса. Поэтому *ДГ* конструируют так, чтобы частота его собственных колебаний была на порядок больше, чем частота возможных колебаний самолета.

При эксплуатации *ДГ* проверяют по следующим основным параметрам: время готовности, потребляемые гиромотором токи, нулевой сигнал, порог чувствительности, статическая характеристика (зависимость выходного сигнала от угловой скорости).

3.12 Датчик угловой скорости (ДУС)

Датчик угловой скорости используется в различных системах самолета, в частности, автопилоте и предназначен для измерения угловой скорости самолета и выдачи электрического сигнала, пропорционального измеряемой угловой скорости.

Кинематическая схема *ДУС* представлена на рисунке 5.22. Ротор *1* гироскопа крепится через подшипники к раме *2,* которая выполнена в виде герметичного кожуха. Кожух имеет ось, называемую осью прецессии, которой он связан с корпусом прибора 3. Угол поворота оси ограничивается пружинами *4*. Между кожухом и корпусом прибора находится жидкость, удельный вес которой близок к удельному весу кожуха.

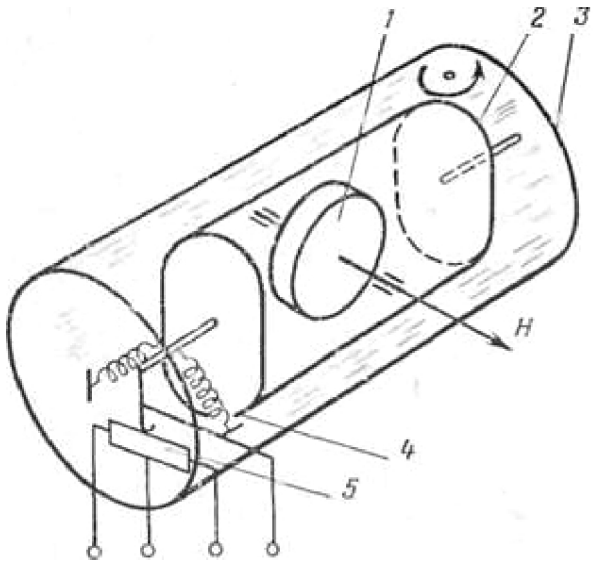


Рисунок 5.22 - Кинематическая схема датчика угловой скорости.

Обозначения: *1* - ротор гироскопа; *2* - кожух; *3* - корпус; *4* - пружины; *5* – потенциометр.

При этом масса собранного кожуха уравновешивается подъемной силой в данной жидкости; опоры по оси прецессии не несут нагрузки, благодаря чему силы трения в них

мало отличаются от нуля, что увеличивает чувствительность прибора. Такие гироскопы называются поплавковыми. Жидкость в *ДУС* выполняет также роль демпфирующей среды, в которой за счет трения жидкости о стенки корпуса и кожуха при повороте последнего в результате прецессии гироскопа создается демпфирующий момент. Электрический сигнал, пропорциональный измеряемой скорости, получают с прецизионного потенциометра *5*. В некоторых конструкциях *ДУС* используют бесконтактные индукционные датчики, выгодно отличающиеся от потенциометров тем, что не создают дополнительный момент трения по оси прецессии щетки о потенциометр, более долговечны, но требуют дополнительных усилительных устройств.

На корпусе *ДУС* обычно указывают ось, вокруг которой он измеряет скорость. Эта ось называется измерительной, на корпусе она обозначается точкой и стрелкой, как это показано на рисунке 5.22.

ДУС присущи те же погрешности, что и указателю поворота. Для уменьшения погрешности при крене угол поворота оси прецессии ДУС делается небольшим, а чувствительность прибора повышается за счет разгрузки подшипников. Датчики угловой скорости в зависимости от того, в каких системах их используют, имеют разные технические характеристики. Для примера здесь приводятся технические характеристики *ДУС,* используемого в автопилоте *АП-6Е.*

Основные технические данные ДУС М-6:

Напряжение питания по переменному току, *В* - *36 ± 1,8;*

Частота, *Гц* - *400 + 8;*

Порог чувствительности при температурах, *град/с:*

+ 20 и +50° С - не более *0,05*

-60° С – не более *0,1*

Выходное напряжение в трех взаимно перпендикулярных положениях при отсутствии угловой скорости, *В* - не более *+ 0,15.*

3.13 Выключатели коррекции

Предназначены для размыкания электрических цепей систем коррекции различных гироприборов при достижении самолетом заданной скорости разворота или виража. При разворотах на чувствительные элементы коррекционных устройств действуют центробежные силы, в результате чего возникает уход главной оси гироскопа от ложной коррекции. Но при малых скоростях не требуется отключение коррекции, т.к. при длительных разворотах может быть больший уход оси гироскопа, чем погрешности от коррекции. Это накладывает ограничения на нижний предел угловой скорости, при которой следует отключать коррекцию.

Выключатели коррекции представляют собой гироскопический датчик угловой скорости, снабженный пороговым устройством, устройством задержки времени и исполнительным устройством.

Типовая структурная схема выключателя коррекции изображена на рисунок 5.23.

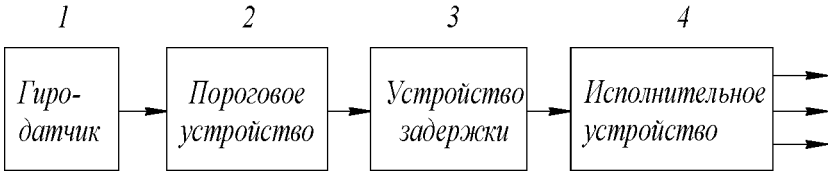


Рисунок 5.23 – Структурная схема выключателя коррекции

Гиродатчик выдает сигнал угловой скорости на пороговое устройство, которое выдает сигнал отключения коррекции при достижении расчетной угловой скорости самолета.

Устройство задержки времени обеспечивает задержку отключения коррекции при появлении кратковременных угловых скоростей, превышающих заданный порог. Исполнительным устройством является реле, через контакты которого коммутируются электрические цепи систем коррекции, которые размыкаются при отключении коррекции. Принципиальная схема выключателя коррекции *ВК-53РБ* представлена на рисунок 5.24.

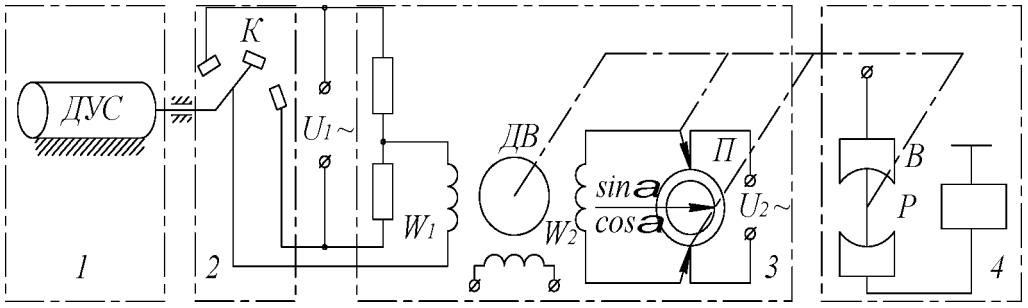


Рисунок 5.24 – Принципиальная схема выключателя коррекции ВК-53РБ

При достижении расчетной угловой скорости контакт K замыкает и подключает обмотку W_1 мотора M на напряжение $U_1\sim$. Двигатель вращается, поворачивая через редуктор щетки потенциометра $П$ и центральный контакт выключателя B. Зазоры и скорость вращения центрального контакта выбраны такими, что контакты замыкаются через *5-16* секунд после начала вращения двигателя. Контакты реле размыкают цепи коррекции. При повороте щеток потенциометра на обмотку мотора W_2 поступает напряжение $U_2\sim$, и так как обмотка включена встречно с обмоткой W_1, мотор останавливается при развороте щеток потенциометра на заданный угол, при котором замыкаются контакты центрального выключателя B.

После разворота ось датчика угловой скорости (*ДУС*) под действием пружин возвращается, контакт K размыкается и мотор под действием напряжения $U_2\sim$ возвращает контакты B и щетки потенциометра в нейтральное положение.

При эксплуатации проверяют: время готовности, неотключение коррекции при угловой скорости меньше пороговой, время задержки отключения коррекции при действии угловой скорости больше пороговой, время задержки включения коррекции после прекращения действия пороговой угловой скорости.

3.14 Лазерные гироскопы

В настоящее время известно более ста различных явлений и физических принципов, которые позволяют решать гироскопические задачи. Поэтому остановимся только на самых интересных направлениях, с помощью которых получены наиболее значительные практические результаты.

Наряду с электромеханическими роторными гироскопами применяют кольцевые лазерные и другие гироскопы.

Схема кольцевого лазерного гироскопа показана ниже (рисунок 5.25).

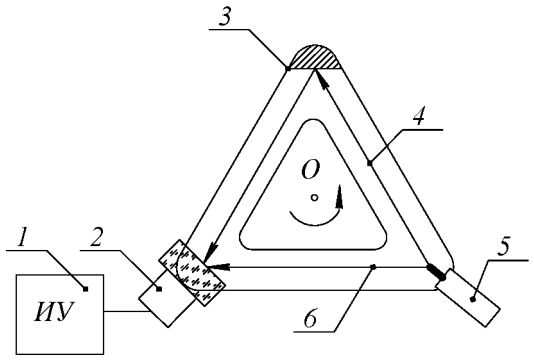


Рисунок 5.23 – Схема лазерного гироскопа

Обозначения: *1* – измерительное устройство (*ИУ*); *2* – фотодетектор; *3* – зеркало; *4*, *6* – луч лазерный; *5* – лазерная пушка.

Принцип действия основан на измерении разности длин волн лазерных лучей *4* и *6*, возникающей при наличии угловой скорости относительно точки *0*. При этом разность длин волн пропорциональна угловой скорости вращения.

Кольцевой лазерный гироскоп *(КЛГ)*, называемый также квантовым гироскопом, создан на основе лазера с кольцевым резонатором, в котором по замкнутому оптическому контуру одновременно распространяются встречные электромагнитные волны. Длины этих волн определяются условиями генерации, согласно которым на длине периметра резонатора должно уложиться целое число волн, поэтому на неподвижном основании частоты этих волн совпадают. При вращении резонатора лазерного гироскопа путь, проходимый лучами по контуру, становится разным и частоты встречных волн становятся неодинаковыми. Волновые фронты лучей интерферируют друг с другом, создавая интерференционные полосы. Вращение резонатора лазерного гироскопа приводит к тому, что интерференционные полосы начинают перемещаться со скоростью, пропорциональной скорости вращения гироскопа. Интегрирование по времени выходного сигнала лазерного гироскопа, пропорционального угловой скорости, позволяет определить угол поворота объекта, на котором установлен гироскоп.

Поплавковый гироскоп *(ПГ)* представляет собой классический роторный гироскоп, в котором для разгрузки подшипников подвеса все подвижные элементы взвешены в жидкости с большим удельным весом так, чтобы вес ротора вместе с кожухом уравновешивался гидростатическими силами. Благодаря этому на много порядков снижается сухое трение в осях подвеса и увеличивается ударная и вибрационная

стойкость прибора. Герметичный кожух, выполняющий роль внутренней рамки карданова подвеса, называется поплавком. Конструкция поплавка должна быть максимально симметричной. Ротор гироскопа внутри поплавка вращается на воздушной подушке в аэродинамических подшипниках со скоростью порядка *30-60 тыс.* оборотов в минуту. *ПГ* с большим вязким трением жидкости называется также интегрирующим гироскопом.

ПГ до настоящего времени остается одним из наиболее распространенных типов гироскопов и, безусловно, будет широко применяться в ближайшие годы, так как основывается на хорошо отработанных технологиях, мощной производственной базе. Но новые разработки *ПГ*, по-видимому, нецелесообразны, поскольку дальнейшее повышение точности встречает труднопреодолимые препятствия и вряд ли будет экономически оправданным.

Гироскопы с воздушной опорой, в которых шариковые подшипники заменили, используемые в традиционном кардановом подвесе, газовой подушкой, что полностью устранило влияние износа материала опор во время работы и позволило почти неограниченно увеличить время службы прибора. Жесткость аэродинамического подвеса не меньше, чем обычных шарикоподшипников. К недостаткам газовых опор следует отнести довольно большие потери энергии и возможность внезапного отказа при случайном контакте поверхностей опоры между собой.

Волновые твердотельные гироскопы *(ВТГ),* в основе которого лежит физический принцип, заключающийся в инертных свойствах упругих волн в твердом теле. Упругая волна может распространяться в сплошной среде как жесткое тело, не изменяя своей конфигурации. Такая частица подобная волна называется солитоном и рассматривается как модельное воплощение корпускулярно-волнового дуализма: с одной стороны, это волна, с другой - неизменность конфигурации приводит к аналогии с частицей. Однако эта аналогия в некоторых явлениях простирается и дальше. Так, если возбудить стоячие волны упругих колебаний в асимметричном резонаторе, то вращение основания, на котором установлен резонатор, вызывает поворот стоячей волны на меньший, но известный угол. Соответствующее движение волны как целого называется прецессией. Скорость прецессии стоячей волны пропорциональна проекции угловой скорости вращения основания на ось симметрии резонатора.

Резонатор *ВТГ* представляет собой тонкую упругую оболочку вращения, сделанную из плавленого кварца, сапфира или другого материала, обладающего малым коэффициентом потерь при колебаниях. Обычно форма оболочки - полусфера с отверстием в полюсе, поэтому *ВТГ* называется в литературе полусферическим резонаторным гироскопом. Один край резонатора (у полюса) жестко прикреплен к основанию (ножке). Другой край, называемый рабочим, свободен. На внешнюю и внутреннюю поверхности резонатора, около рабочего края, напыляются металлические электроды, которые образуют вместе с такими же электродами, нанесенными на окружающий резонатор кожух, конденсаторы. Часть конденсаторов служит для силового воздействия на резонатор. Вместе с соответствующими электронными схемами они образуют систему возбуждения колебаний и поддержания их постоянной амплитуды. С ее помощью в резонаторе устанавливают так называемую вторую форму колебаний, у которой стоячая волна имеет четыре пучности через каждые 90^{o}. Вторая группа конденсаторов служит датчиками положения пучностей на резонаторе. Соответствующая

(весьма сложная) обработка сигналов этих датчиков позволяет получать информацию о вращательном движении основания резонатора.

К достоинствам *ВТГ* относятся высокое отношение точность / цена, способность переносить большие перегрузки, компактность и небольшой вес, низкая энергоемкость, малое время готовности, слабая зависимость от температуры окружающей среды. Полученные к настоящему времени результаты испытаний опытных экземпляров ВТГ позволяют рассчитывать, что *ВТГ* найдет свою нишу в области датчиков средней точности.

Достоинством лазерных гироскопов, прежде всего, является отсутствие вращающегося ротора, подшипников, подверженных действию сил трения и высокую точность.

Значительные достижения в области разработки и промышленного выпуска световодов с минимальным значением погонного затухания и интегральных оптических компонентов привели к началу работ над волоконно-оптическим гироскопом *(ВОГ),* представляющим собой волоконно-оптический интерферометр, в котором распространяются встречные электромагнитные волны. Наиболее распространенный вариант *ВОГ* - многовитковая катушка оптического волокна. Достигнутые в лабораторных образцах точности *ВОГ* приближаются к точности *КЛГ*. *ВОГ* из-за простоты конструкции является одним из наиболее дешевых средней точности гироскопов, и возможно, что он вытеснит *КЛГ* в диапазоне точностей $10\text{-}\ 2\ ^{0}/_{ч}$ и ниже.

4 ЦИФРОАНАЛОГОВЫЕ ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ

4.1 Виды представления пилотажной и навигационной информации

Информация в *ЭВМ* на самолете представляется символами и образами. Регистрация — это такое воспроизведение символов, которое переносится на материальный носитель и для поддержания изображения символа на носителе не требуется расходовать энергию. При индикации, и сигнализации требуются непрерывные затраты энергии в течение времени воспроизведения символов. В состав электронных приборов входит широкий ассортимент средств отображения. В качестве средств переработки информации используются универсальные и специализированные микроконтроллеры, которые играют решающую роль в техническом обеспечении приборов *ВС*. Ими определяется степень автоматизации и сложность решаемых задач.

Основное назначение систем отражения информации *(СОИ)* состоит в представлении воспроизводимой информации в форме изображения, параметры которого обеспечивают необходимую точность, информационную емкость и удовлетворяют требованиям инженерной психологии, т. е. воспроизводимая информация представляется в закодированном виде — в форме, приемлемой для непосредственного восприятия человеком. Центральное место в *СОИ* занимают индикаторы, основное назначение которых заключается в своевременном отображении информации, поступающей с датчиков и *САУ*. В *САУ* средствами отображения создаются динамические информационные модели управляемых объектов (внешние средства деятельности). Оператор взаимодействует не с самим объектом, а через *СОИ* с информационными моделями реальных объектов, которые позволяют представить образ реальной действительности, производить анализ и оценку обстановки, наблюдать и оценивать результаты управляющих воздействий, принимать решения. Форма представления информации должна способствовать принятию решения, быть активно действующей.

Кроме того, используются внутренние средства деятельности: знание, опыт, навыки, на основе которых формируются концептуальные (внутренние) и оперативные модели решения задач управления.

Успешная деятельность человека на борту *ВС* обеспечивается лишь при согласовании внешних и внутренних средств, при обеспечении полноты, точности и своевременности отображения информации.

Динамическая информационная модель, образованная *СОИ*, должна быть адекватна концептуальной модели деятельности человека. Средства отображения облегчают человеку выработку и воспроизведение в памяти концептуальной модели деятельности. Модель должна быть наглядной для быстрого анализа восприятия ситуации, компактной, обеспечивая в тоже время необходимую полноту воспроизводимых данных, согласованных с психофизиологическими возможностями оператора.

В связи с большим количеством и разнообразием решаемых задач и требованиями к преобразованию выходной информации средства отображения разнообразны по техническим, конструкционным и эксплуатационным характеристикам и должны формировать изображение, отличающееся по форме, размерам, цветовому решению. Создание универсального устройства *СОИ*, согласованного с широким классом решаемых задач, представляет большую трудность. Ближе всего к этому подошли устройства на *ЖК*-дисплеях. Практика показала, что во всем комплексе технических средств *САУ, СОИ* являются наиболее нестандартными, требующими специальной разработки.

В *СОИ*, как правило, входят пульты или приборные доски, блоки сопряжения с бортовыми системами, блоки управления режимами *СОИ*, блоки управления аварийно-предупредительной световой и звуковой сигнализацией, система регулировки яркости сигнализаторов, система распределения питания и защиты сети от коротких замыканий в СОИ, преобразователи информации и др.

Для оптимизации *СОИ* большое значение имеет проблема моделирования поведения человека-оператора. В настоящее время разработано достаточное количество математических моделей поведения человека. В основном модели предназначаются для исследования систем «человек — машина» в режиме регулирования (динамического звена).

При выработке закона регулирования человек отслеживает входную величину по случайной траектории. Задачей математического описания действий человека является наиболее полная формализация и учет в модели преимуществ человека.

Авиационные эргатические системы относятся к классу больших эргатических систем, для которых характерно наличие совокупности взаимосвязанных управляемых подсистем, объединенных общей целью функционирования. Согласно определению система является большой с точки зрения оператора, если она превосходит его возможности в каком-либо аспекте, важном для достижения поставленной перед ним цели.

Рациональная компоновка больших эргатических систем является достаточно сложной задачей, при решении которой должны учитываться многочисленные независимые, иногда противоречивые факторы и требования, вследствие чего она относится к классу задач многофакторной оптимизации.

Основной задачей компоновки является создание оператору условий, необходимых для эффективного выполнения эксплуатационных задач, при сохранении достаточно высокого уровня безопасности работы. На рисунке 4.1 представлена компоновка приборов и систем отображения информации в кабине современного воздушного судна.

Рисунок 4.1 - Компоновка приборов, панелей управления и СОИ в кабине современного ВС.

Как видно на рисунке кабина экипажа современного авиалайнера более просторна и менее загромождена, чем на авиалайнерах прежних моделей. Органы управления расположены непосредственно "под рукой" и "под ногой" пилота.

Рациональная организация авиационной эргатической системы затруднена из-за:

–весьма ограниченных размеров кабин экипажа;

–большого количества средств отображения информации и средств управления, устанавливаемых на рабочих местах членов экипажа;

–недостатка места, особенно в наилучших по досягаемости и обзору зонах, приводящего к невозможности разместить все необходимое оборудование в этих зонах;

–быстротечности процессов управления и как следствие этого — дефицита времени у экипажа на выполнение операций управления и контроля;

–невозможности "остановить" рабочий процесс в случае отказа техники;

–работы члена экипажа одновременно обеими руками с разными объектами управления;

–необходимости быстрого включения члена экипажа в контур управления при отказах или отключениях автоматики.

В связи с этими особенностями авиационных эргатических систем их рациональная организация является сложной задачей, для решения которой необходим комплексный, системный подход с позиций эргономики, обеспечивающий учет и взаимную увязку всех факторов и нахождение правильных решений при проектировании кабины и рабочего места, выборе кресла, определении состава и разработки компоновки средств отображения информации и средств управления на рабочем месте.

4.2 Индикатор температуры жидкокристаллический

Индикатор температуры жидкокристаллический типа *ИТЖ* предназначен для преобразования напряжения постоянного тока от согласующего устройства и отображения температуры выходящих газов двигателя в градусах Цельсия *(^oC)* с частотой обновления информации каждые *0,5 с:*

– на оцифрованную жидкокристаллическую шкалу, соответствующую аналоговому отсчету от *0* до *1000 ^oC;*

– на трехразрядный семисегментный жидкокристаллический индикатор, уточняющий аналоговый отсчет температуры от *0 ^oC*;

Индикатор формирует и выдает сигнал предельного значения температуры выходящих газов при достижении предельного значения температуры выходящих газов +780 ^oC для маршевых двигателей *(МДУ)* и вспомогательной силовой установки *(ВСУ).*

Индикатор имеет встроенную систему контроля работоспособности *(ВСК).*

При работе с индикатором необходимо соблюдать меры защиты от воздействия статического электричества.

Входные сигналы индикатора должны соответствовать значениям напряжения постоянного тока, изменяющимся от 0 до 6,0 В, а выходное сопротивление источника этого напряжения должно быть не более 10 КОм.

Электропитание к индикатору подается до начала запуска двигателя.

Напряжение питания индикатора 27^{+4}_{-9} *В.*

Управляющее напряжение для управления яркостью свечения экрана индикатора *~0,5 – 6,3 В, 400 Гц.*

Индикатор выдает сигнал *«Тг ПРЕД»* при достижении предельного значения температуры выходящих газов *+780 ^oC.*

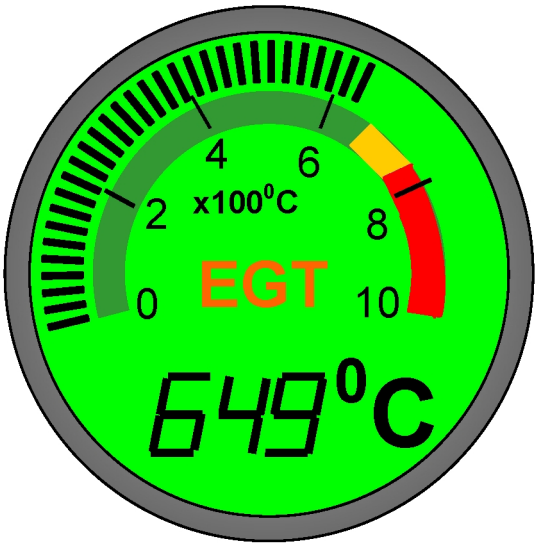
Значения приведенной погрешности отображения индикатором температуры газов в зависимости от температуры окружающей среды приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1.

Индицируемый параметр	Диапазон индикации, ^{0}C	Погрешность отображения, % при температуре окружающей среды ^{o}C		
		25±10	от +55 до минус 20	от +55 до минус 20
		на цифровом индикаторе, %		На аналоговой шкале, кол-во сегментов
Температура выходящих газов	От 0 до 200 включит. Свыше 200	±3,0, не более ±1,0 не более	Не нормируется ±1,5, не более	Не нормируется ±1, не более

Внешний вид индикаторов ИТЖ-1 и ИТЖ-1А представлены соответственно на рисунке 4.2 а и рисунке 4.2 б.

Индикатор включает в себя встроенные средства контроля *(ВСК)* исправности. Режим работы *ВСК* – автоматический (фоновый) и принудительный. При обнаружении



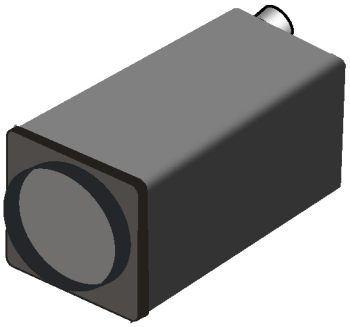
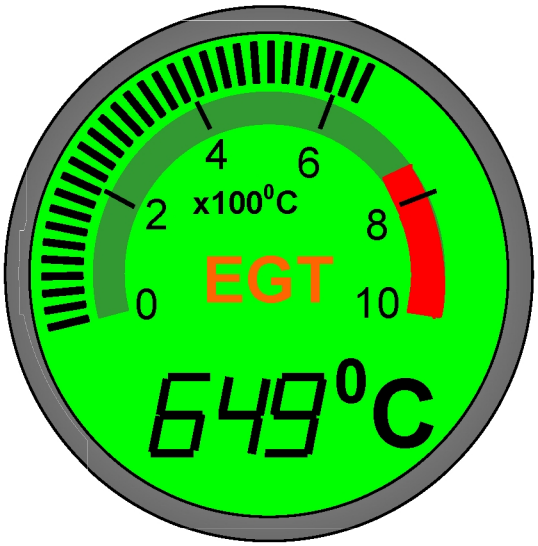


Рисунок 5.2 а - Индикатор ИТЖ-1



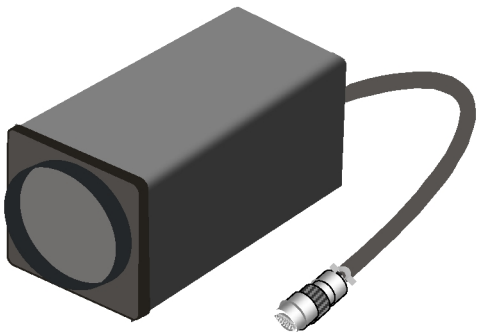


Рисунок 5.3 б - Индикатор ИТЖ-1А

неисправности (в том числе отсутствие напряжения питания) индикатор обеспечивает гашение экрана и автоматический возврат к работе при восстановлении функционирования.

При достижении напряжения ниже *18 В* допускается прекращение работы индикатора, а при увеличении напряжения от *18 В* и выше *(до 31 В)* работа индикатора должна самовосстановиться.

Время готовности индикатора к работе не должно превышать:

- 20 с – после включения при температуре окружающей среды от *+55* до минус *10 ^{0}С*;

- 3 мин – после включения при температуре окружающей среды от минус *10 ^{0}С* до минус 20^{0}С.

Время непрерывной работы индикатора не более *8 ч* с перерывом не менее *1 ч* перед последующим включением.

Конструктивно индикатор выполнен в прямоугольном корпусе и состоит из модуля индикации (лицевая панель), кожуха, задней стенки и основания, на котором установлены: устройство преобразования, микроконтроллер, блок питания. На задней стенке установлена клемма заземления а также: в *ИТЖ-1* блочный соединитель, а в *ИТЖ-1А* – кабельный соединитель размещен на выносном жгуте длиной *800 мм.*

На лицевой панели индикатора расположены:

- активная шкала с *50* сегментами (пикселями) и *3-х* разрядным цифровым индикатором, уточняющим значение оцифрованной шкалы от *0 °С* в целых числах.;

- пассивная шкала с цифрами *0, 2, 4, 6, 8, 10* и нанесенным на стекле множителем *«Х100»,* соответствующая аналоговому отсчету от *0* до *1000 °С* и функциональным обозначением индикатора *ТВГ* (температура выходящих газов).

На стекле *ИТЖ-1* выделены следующие диапазоны:

- нормальной работы – от *0* до *680 °С* включительно – зона зеленого цвета;

- взлетного и критического режимов свыше *680* по *780 °С* включительно – зона желтого цвета;

- опасной работы – свыше *780 °С* – зона красного цвета.

На стекле *ИТЖ-1А* выделены следующие диапазоны:

- нормальной работы – от *0* до *780 °С* – зона зеленого цвета;

- опасной работы – от *780 °С* и выше – зона красного цвета.

Масса индикатора не превышает *0,8 кг.*

Индикаторы *ИТЖ-1* (два) устанавливаются в кабине экипажа на средней панели прибойной доски.

Индикатор *ИТЖ-1А* устанавливается на панели запуска *ВСУ.*

Структурная схема индикатора приведена на рисунке 4.3. Схемотехнически *ИТЖ-1* и *ИТЖ-1А* полностью идентичны.

Индикатор состоит из следующих устройств:

- устройства преобразования *(УПр);*

- устройства микроконтроллера *(УМ);*

- модуля индикации;

- устройства питания.

Устройство преобразования состоит из следующих устройств:

- фильтра – ограничителя;

- формирователя;

-коммутатора;

- усилителя;

- аналого–цифрового преобразователя *(АЦП);*

- формирователя эталонного напряжения *(Uэт).*

Устройство микроконтроллера из следующих устройств:

- микроконтроллера;

- узла управления.

Модуль индикации состоит из следующих устройств:

- дешифратора;

- жидкокристаллического индикатора *(ЖКИ);*

- узла подогрева;

- узла подсвета.

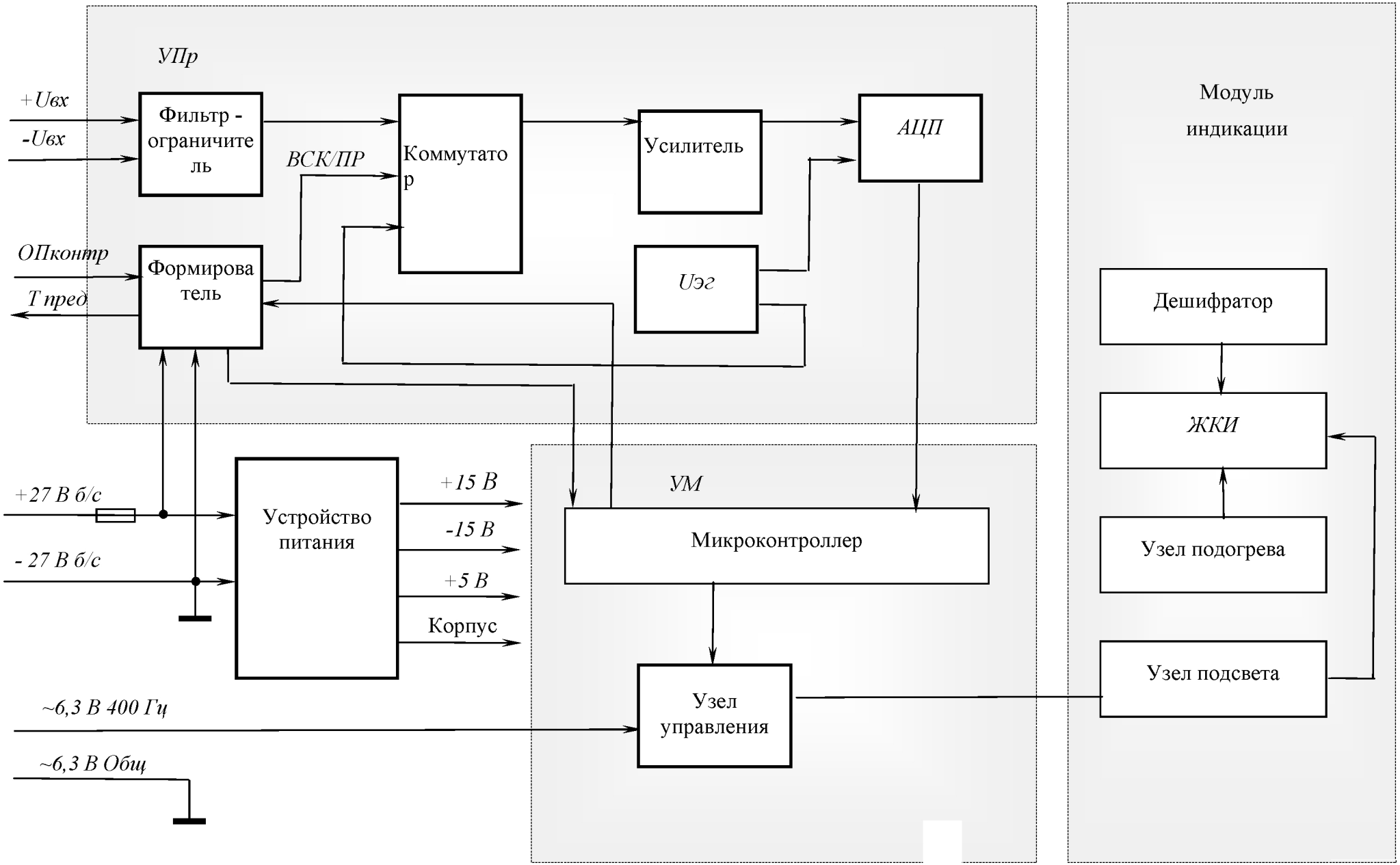


Рисунок 5.3 - Структурная схема индикатора

Входной сигнал в виде напряжения постоянного тока с термокомпенсацией *ТЭДС ХА* (*термо-ЭДС Хромель – Алюмель*) термопары *Т-102* поступает в устройство преобразования на вход фильтра – ограничителя и далее через коммутатор и нормирующий усилитель на *АЦП*. Узел эталонного напряжения *Uэт* формирует эталонное напряжение для *АЦП* и контрольный сигнал для коммутатора при проверке индикатора в режиме *ВСК*.

Последовательный код с выхода *АЦП* поступает на один из входов микроконтроллера для обработки, в том числе и цифровой фильтрации, а затем в виде логического последовательного кода выдается на дешифратор модуля индикации. Кроме того, микроконтроллер принимает бинарный сигнал *«ОП контр»* от кнопки *КОНТРОЛЬ ИНДИКАТОРЫ,* расположенной на правом пульте предполетной подготовки, вида *«Корпус» - «Обрыв»* для осуществления принудительного режима самоконтроля. Микроконтроллер также формирует сигнал *ВСК* в «фоновом» режиме – один раз каждые *2-3 с,* не прерывая индикации текущего значения температуры.

При достижении максимального допустимого значения температуры, микроконтроллер посредством высоковольтного ключа выдает разовый сигнал *« Тг ПРЕД».*

В модуле индикации последовательный код через дешифратор поступает в *ЖКИ,* где информация отображается по шкалам: в аналоговой форме для оперативного наблюдения и в цифровой форме для уточнения отсчета.

Цвет свечения информации на обеих шкалах включенного индикатора черный на зеленом фоне.

На стекле *ЖКИ* нанесен обогреватель в виде резистивного слоя, который включается при температуре минус *25 °С* и ниже, обеспечивая работоспособность индикатора до минус *55 °С*. За *ЖКИ* размещен осветитель, выполненный в виде светового клина и компенсатора. В четырех концах светоклина установлено по три светодиода, обеспечивающих равномерное освещение ЖКИ при постоянном подсвете и при его регулировке.

Устройство питания представляет собой параметрический стабилизатор, выдающий напряжение ± *15 В* и + *5 В*. Здесь же размещены диоды, через которые напряжение бортовой сети поступает в индикатор.

4.3 Индикатор частоты вращения (оборотов)

Индикатор жидкокристаллический типа *ИЧЖ-1* предназначен для непрерывного дистанционного измерения и индикации частоты вращения (оборотов), поступающей от датчиков частоты вращения – *ДТА-15.*

Индикатор отображает текущее значение частоты вращения (оборотов) в процентах от номинального значения с частой обновления *0,5с:*

– на оцифрованную жидкокристаллическую шкалу, соответствующую аналоговому отсчету частоты , в диапазоне от *20* до *110%;*

– на трехразрядный семисегментный жидкокристаллический индикатор, уточняющий аналоговый отсчет частоты от 0 до *110%.* Внешний вид индикаторов типа *ИЧЖ-1* представлен на рисунках 4.4 а, б, в.

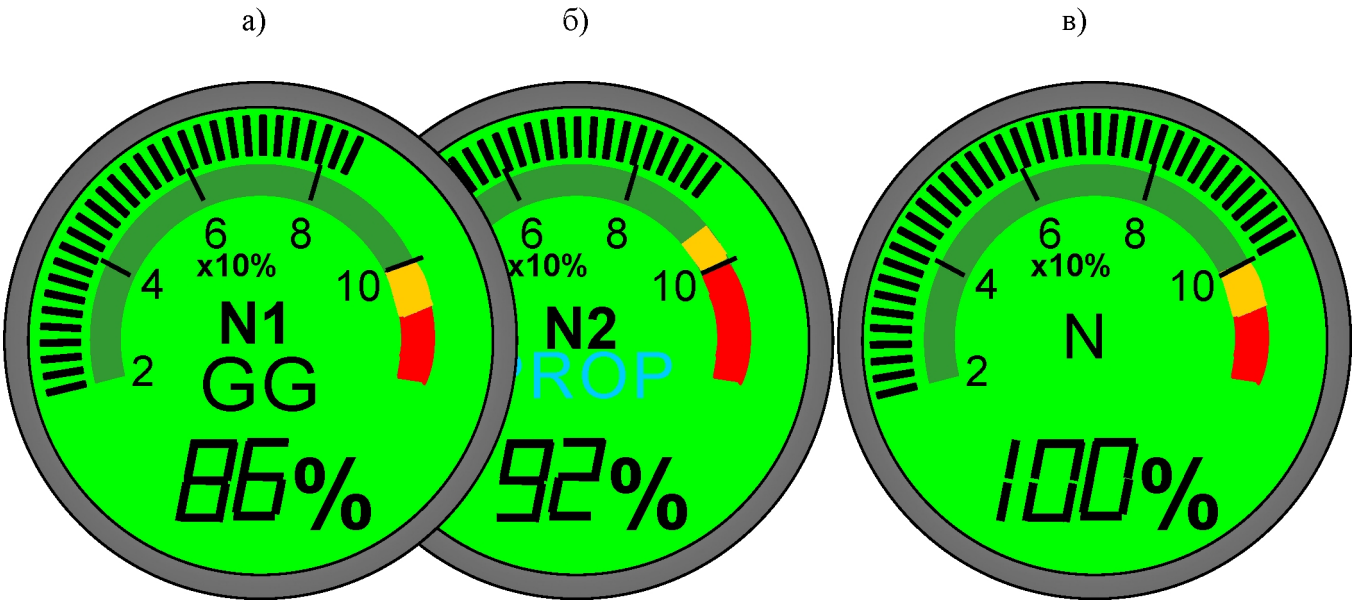


Рисунок 4.4 – Индикаторы: а) - ИЧЖ-1ТК; б) - ИЧЖ-1ВВ; в) - ИЧЖ-1А

Погрешность преобразования и индикации:

- по аналоговой шкале – не более *±2%* от измеряемой величины;
- по цифровой шкале – не более *±0,5%* от измеряемой величины.

Электропитание к индикатору подается до начала запуска двигателя.

Индикатор включает в себя встроенные средства контроля *(ВСК)* исправности. Режим работы *ВСК* – автоматический (фоновый) и принудительный. При обнаружении неисправности (в том числе отсутствие напряжения питания) индикатор обеспечивает гашение экрана и автоматический возврат к работе при восстановлении функционирования.

На лицевой панели индикатора расположены:

- в верхней части активная шкала с *50* сегментами (пикселями), соответствующая аналоговому отсчету от *20* до *110%,* с цифрами *2, 4, 6, 8, 10* и нанесенным на стекле множителем *«n x 10»;*
- в нижней части – *3-х* разрядный цифровой индикатор измерения частоты, уточняющий аналоговый отсчет в диапазоне до *110%* (отображение информации в целых числах).

Индикаторы отличаются формами цветных меток и размерами их секторов, нанесенными на стекле индикатора.

На аналоговой шкале *ИЧЖ-1ТК* выделены следующие диапазоны:

- нормальной работы – от *20* до *101%* включительно (зона зеленого цвета);
- критического режима работы – свыше *101* до *106%* (зона желтого цвета);
- опасной работы от *106%* (зона красного цвета).

На аналоговой шкале *ИЧЖ-1ВВ* выделены следующие диапазоны:

- нормальной работы – от 20 до 95% включительно (зона зеленого цвета);
- критического режима работы – свыше 95 до 101% (зона желтого цвета);
- опасной работы от *101%* (зона красного цвета).

На аналоговой шкале *ИЧЖ-1ТК* выделены следующие диапазоны:

- нормальной работы – от *20* до *101%* включительно (зона зеленого цвета);

- критического режима работы – свыше *101* до *108%* (зона желтого цвета);

- опасной работы от *108%* (зона красного цвета).

Индикаторы *ИЧЖ-1ВВ* (два) и *ИЧЖ-1ТК* (два) устанавливаются в кабине экипажа на средней панели прибойной доски.

Индикатор *ИЧЖ-1А* устанавливается на панели запуска *ВСУ*.

Схемотехнически *ИЧЖ-1ВВ, ИЧЖ-1ТК* и *ИЧЖ-1А* полностью идентичны, построены по структурной схеме, изображенной на рисунке 4.3 и эксплуатационные характеристики такие же, как индикатора температуры типа *ИТЖ*.

При достижении максимально допустимого значения оборотов (частоты) микроконтроллер через высоковольтный ключ выдает разовый сигнал *"ОБОРОТЫ ПРЕДЕЛЬНЫЕ"* на выходной соединитель индикатора.

Для повышения надежности в индикаторе предусмотрен режим *ВСК*. Режим *ВСК* – автоматический (фоновый) и принудительный.

4.3 Индикатор крутящего момента и рычага топлива

Индикатор крутящего момента и рычага топлива *ИКМРТ* предназначен для непрерывного дистанционного контроля экипажем самолета параметров:

- величины крутящего момента;

- положение рычага топлива *(РУДа)*.

Индикатор взаимодействует с блоком управления и контроля *БУК*. Входная информация о величинах параметров поступает индикатор от *БУК* по линии связи последовательным двуполярным *RZ* кодом по двум линиям – основной и резервной. Переход с одной линии на другую осуществляется по команде от *БУК*.

Индикатор отображает информацию с частотой обновления *0,5 с:*

- на оцифрованную шкалу по величине крутящего момента *(Мкр* х *10%)* в диапазоне *0 – 110%;*

- на *3-х* разрядный цифровой индикатор по положению рычага топлива *(РУДа)* в диапазоне *0 – 120 град*.

Погрешность преобразования индикации:

- крутящего момента – не более *2%* от измеряемой величины;

- положение рычага топлива – не более *1%* от измеряемой величины.

На лицевой панели индикатора расположены (рисунок 4.5):

- в верхней части оцифрованная шкала измерения величины крутящего момента с множителем *«10%»;*

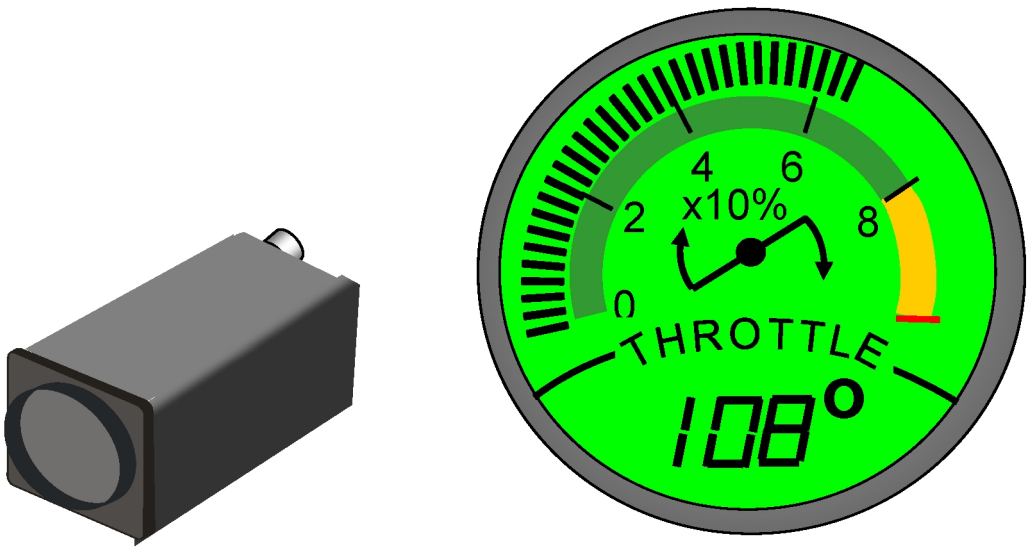


Рисунок 4.5 - Индикатор ИКМРТ

- в нижней части – *3-х* разрядный цифровой индикатор измерения положения рычага топлива двигателя *РУД* в диапазоне *0 -120 град.*

Входная информация в виде последовательного кода поступает в устройство приема *RZ* кода на схему приема и преобразования информации. Преобразованная информация с выхода этого устройства поступает в устройство микроконтроллера.

Схемотехнически *ИКМРТ* соответствует структурной схеме, изображенной на рисунке 4.3 и эксплуатационные характеристики такие же, как индикатора температуры типа *ИТЖ.*

4.4 Индикатор положения механизации крыла

Индикатор положения механизации крыла *ИПМ* (далее по тексту индикатор) обеспечивает:

- преобразование входного напряжения постоянного тока от *5* до *91-0,6 %* от полного напряжения питания каждого датчика (двух линейных потенциометров) для индикации:

а) положения левых и правых закрылков, *град*;

б) процесса перемещения закрылков к заданному рычагом управления закрылков *(РУЗ)* положения и достижения его;

- прием восьми разовых команд (бинарных сигналов) *«Корпус – обрыв»* от сигнализаторов (микропереключателей) для индикации положения интерцепторов каждого полукрыла.

Входные сигналы должны соответствовать:

- по каналам приема разовых команд – разовой команде *«Корпус – обрыв»;*

- по каналам приема аналоговых сигналов – значениям напряжений постоянного тока.

Индикатор обеспечивает:

- засвечивание четырех пикселей положений интерцепторов левой и правой плоскости (верхний пиксель – интерцептор выпущен, нижний пиксель – интерцептор убран);

-преобразование входного сигнала, напряжения постоянного тока, поступающего с датчика (линейного потенциометра с номинальным сопротивлением *1 Ком ±10%),* и отображение соответствующего значения положения закрылков в диапазоне от *0* до *40* ^{0}C с частотой

обновления информации не более *0,5 с* на оцифрованную жидкокристаллическую шкалу, соответствующую аналоговому отсчету положения закрылков в градусах.

Зависимость отображаемого значения положения закрылков и погрешности индикации в зависимости от изменения входного сигнала указана в таблице 4.2.

Таблица 4.2

Входной сигнал с датчика %	Допустимая погрешность %	Индицируемый параметр	
		Угол отклонения закрылков, град (порядковый пиксель)	Погрешность индикации, град
5,0	+2,4	0	+1,16
28,98	-2,4/+2,07	10	-1,16/+1
39,32	±2,07	15	±1
59,99	±2,07	25	±1
91	-4,13	40	-2

Индикатор обеспечивает формирование опорного напряжения для запитки датчиков, равного *(10 ± 0,5) В*, и выполнения тарировки.

Индикатор имеет встроенную систему контроля *(ВСК)*. Режим работы *ВСК* – принудительный.

Внешний вид индикатора представлен на рисунке 4.6.

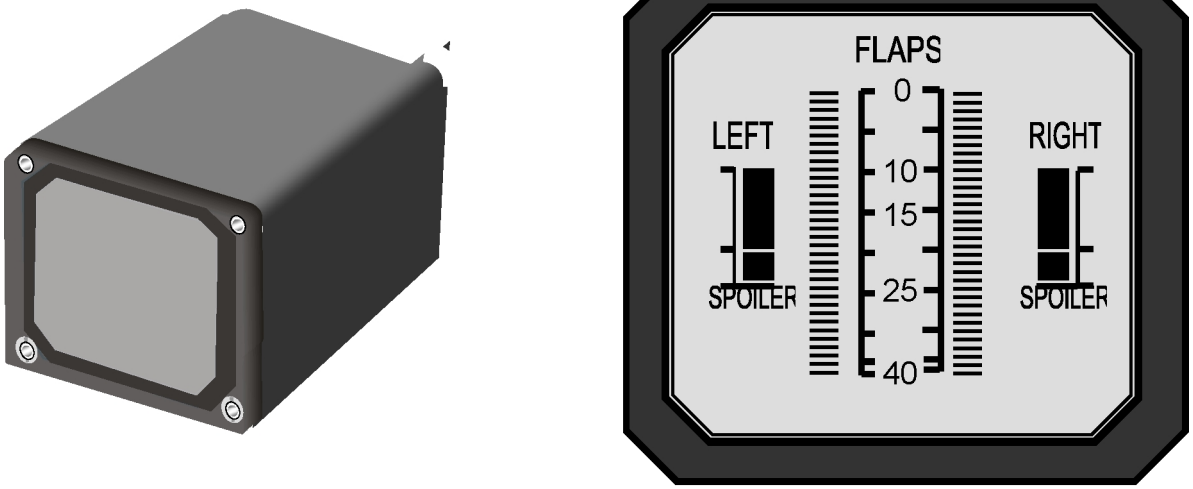


Рисунок 5.6. Индикатор ИПМ-140

На лицевой панели индикатора расположены:

- четыре пикселя положения интерцепторов левой (ЛЕВ. ИНТ. –LEFT SPOTLEF) и правой плоскости (ПРАВ. ИНТ. RIGHT SPOTLEF).

- оцифрованная шкала (ЗАКРЫЛКИ – FLAPS) с цифрами 0, 10, 15, 25, 40 соответствующая аналоговому отсчету положения закрылков в градусах.

При работе с индикатором необходимо соблюдать меры защиты от воздействия статического электричества.

Индикатор состоит из следующих устройств:

- преобразователя входных сигналов *(ПВС);*
- модуля разовых команд *(МРК);*
- модуля индикации *(МИ);*
- устройства управления подсветом и подогревом (*УУПО);*
- устройства питания *(УП-05).*

Преобразователь входных сигналов состоит из следующих узлов:

- источника опорного напряжения датчиков;
- коммутатора аналоговых сигналов;
- усилителя;
- аналого-цифрового преобразователя *(АЦП);*
- источника эталонного напряжения;
- микропроцессора;
- схемы перезапуска.

Модуль разовых команд состоит из следующих узлов:

- диодной защиты;
- оптронной развязки;
- коммутатора бинарных сигналов.

Модуль индикации состоит из следующих узлов:

- дешифратора;
- жидкокристаллического индикатора;
- подогрева;
- подсвета.

Структурная схема индикатора приведена на рисунке 5.7.

Источник опорного напряжения датчиков формирует напряжение со значением *(10±0,5) В,* которое поступает на вход двух датчиков положения закрылков потенциометрического типа *(R=1КОм).* С выхода датчиков положения закрылков на вход коммутатора аналоговых сигналов поступает сигнал в виде напряжения постоянного тока в диапазоне от *0,5* до *9,1-0,06 В.*

На коммутатор аналоговых сигналов заведены все линии связи с датчиками, которые коммутируются на вход усилителя и далее на *АЦП* по сигналу *«Адрес»,* поступающий с микропроцессора.

На вход *АЦП* поступает эталонное напряжение для повышения точности преобразования аналогового сигнала в параллельный код, который подается на вход микропроцессора.

На вход микропроцессора поступает сигнал перезапуска *RST,* который формируется схемой перезапуска.

Схема перезапуска осуществляет:

- контроль частоты *f контр.* поступающей с выхода микропроцессора при нормальной работе индикатора (правильности преобразования, проверке на обрыв или короткое замыкание линий связи, нарушение работоспособности программного обеспечения);

контроль питающего напряжения *+5 В* (исправности источника питания).

При несоответствии частоты *f контр.* и/или значения питающего напряжения *+5 В* требуемым значениям произойдет перезапуск. Если из-за отказа перезапуск будет постоянным, то индикация на лицевой панели индикатора исчезнет.

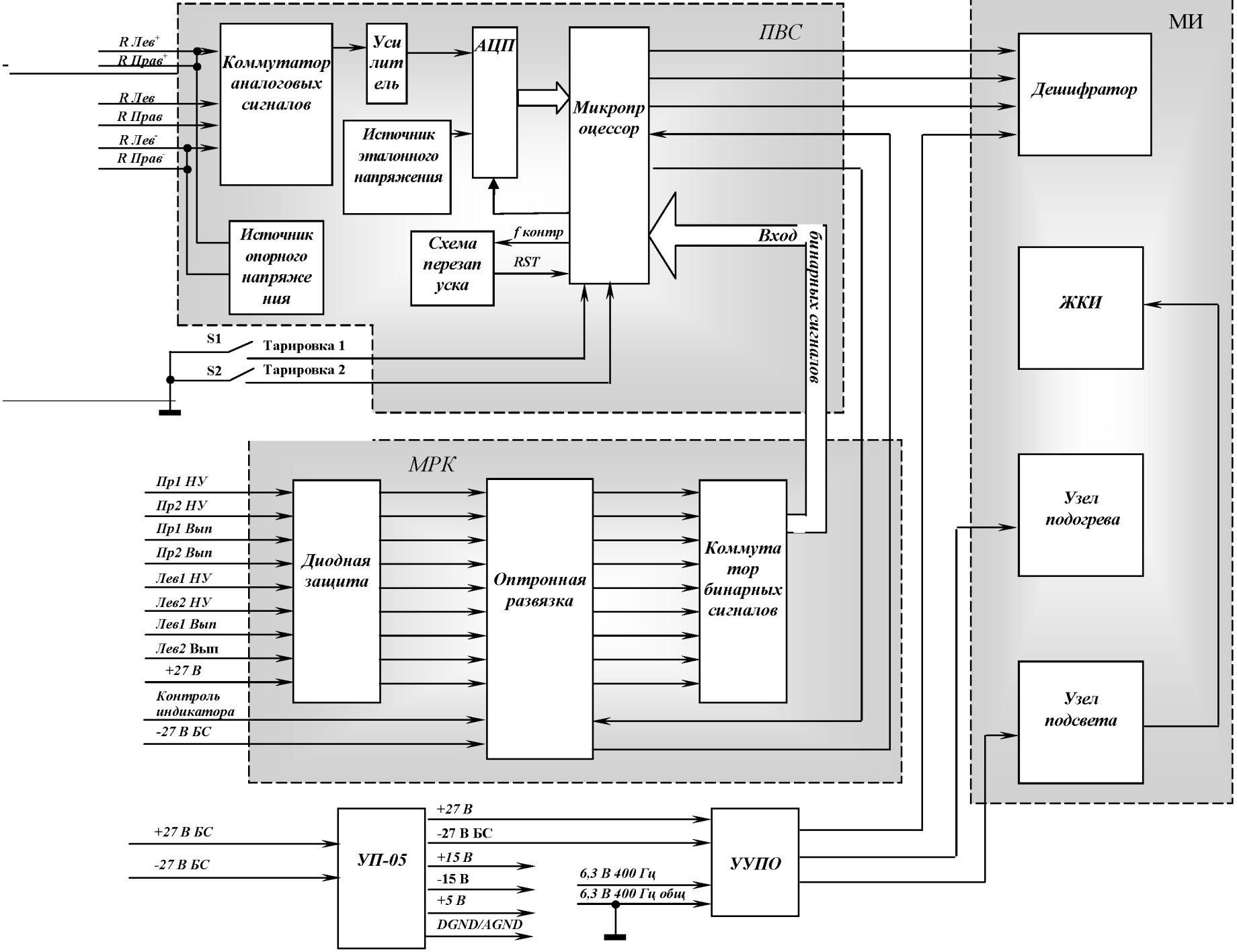


Рисунок 5.7 - Структурная схема индикатора

На микропроцессор с МРК поступает сигнал VSK на проведение принудительного самоконтроля индикатора по нажатию в кабине самолета кнопки *"КОНТРОЛЬ"*. Микропроцессор по команде *VSK* выполняет полный самоконтроль индикатора с засвечиванием пикселей на лицевой панели. Микропроцессор выполняет самоконтроль индикатора и в «фоновом» режиме – не реже одного раза каждые *2,5 с*, не прерывая индикации текущего значения положения закрылков и интерцепторов.

При проведении тарировки сигналы с кнопок S_1 и S_2 поступают на микропроцессор, который после записи во внутреннюю память нижнего и верхнего пределов измерения начинает производить преобразование, с выдачей кодовых информационных сигналов на дешифратор *МИ*.

Дешифратор *МИ* декодирует полученные сигналы и формирует управляющие сигналы для засвечивания пикселей *ЖКИ*.

УП-05 представляет собой параметрический стабилизатор.

УП-05 преобразовывает напряжение *+27 В* бортовой сети *(БС)* во вторичные напряжения *+5* в и *±15 В* для питания электронных компонент индикатора.

Кроме того напряжение *+27 В* через защитный диод по питанию *+27 В БС* с выхода *УП-05* поступает в *МРК, УУПО* и *МИ*.

В *МРК* напряжение *+27 В* необходимо для коммутации бинарных сигналов, информирующих о положении интерцепторов.

В *УУПО*, кроме напряжения питания *+27 В*, поступает бортовое напряжение *6,3 В 400 Гц*, необходимое для регулировки подсвета индикатора.

УУПО управляет узлом подсвета и узлом обогрева *МИ*, а также формирует регулируемое напряжение в пределах *5 – 10 В* для увеличения/уменьшения контрастности свечения пикселей *ЖКИ*.

Узел подсвета выполнен в виде светового клина и компенсатора. В четырех торцах светового клина установлено по четыре светодиода, обеспечивающих равномерное освещение *ЖКИ*.

Узел подогрева состоит из датчика температуры и обогревателя *ЖКИ*. В качестве датчика температуры используется диод *2Д520А*, размещенный на обогревателе ЖКИ.

Обогреватель нанесен на стекло *ЖКИ* в виде резистивного слоя, который включается при температуре порядка минус *25* ^0C и ниже, обеспечивая работоспособность индикатора при температуре до минус *55* ^0C. Узел подогрева и *ЖКИ* помещены во фланец и залиты виксинтом *К-68*.

В *МРК* диодная защита по входам бинарных сигналов защищает входы от изменения полярности бинарных сигналов и проводит контроль исправности прохождения бинарных сигналов по всему тракту от входа до микропроцессора.

Оптронная развязка позволяет гальванически развязать бинарные сигналы и *БС* от вторичных источников питания. Бинарные сигналы через коммутатор бинарных сигналов МРК поступают на входы микропроцессора, обрабатываются им и выдаются в виде кодового сигнала на дешифратор *МИ*.

В случае какой-либо неисправности (в том числе отсутствие или понижение напряжения питания ниже *18 В*, обрыва линии связи с датчиком) или сбоя при преобразовании информации индикатор гасит отображаемую информацию и автоматически возвращается к работе при восстановлении работоспособности.

4.5. Индикатор унифицированный профильный

Унифицированный профильный индикатор (далее по тексту индикатор) предназначен для индикации температуры в пределах *минус 60 – плюс 260* ^0C в комплекте с приемниками температуры *П-77.*

Индикатор имеет белый подсвет шкалы.

Индикатор имеет следующие технические данные:

- в индикаторе стрелка расположена слева от шкалы (левое исполнение – на что указывает цифра *1* в обозначении индикатора);
- питание индикатора осуществляется от сети постоянного тока *27 В±10%;*
- питание подсвета осуществляется от сети переменного тока напряжением *5,5 В;*
- диапазон измерения в пределах *минус 60 – плюс 260* ^0C*;*
- рабочий диапазон в пределах *минус 40 – плюс 240* ^0C*;*
- проверяемые отметки: - минус 60, минус 40, 0, +60, +120, +180, +240, +260;
- потребляемый ток в комплекте с датчиком не превышает *0,1 А;*
- индикатор работоспособен при изменении температуры окружающей среды от *минус 60* до + *80* ^0C, при этом рабочий диапазон температур ±*60* ^0C*;*
- погрешность показаний индикатора при нормальной температуре составляет:
  - в рабочем диапазоне ±*7* ^0C*;*
  - в нерабочем диапазоне ±*10* ^0C*;*
- индикатор выдерживает действие ударных нагрузок до *4g* при частоте до *80* ударов в минуту в количестве *10 000* ударов;
- индикатор виброустойчив и вибропрочен в диапазоне частот от *5* до *300 Гц* при ускорении до *1,1g* и амплитуде вибрации не *более 1 мм.*
- индикатор выдерживает действие линейных ускорений до *10g;*
- сопротивление изоляции индикатора составляет – не менее *20 МОм*;
- индикатор взаимозаменяем;
- масса индикатора без монтажных деталей не превышает *150 г.*

Конструкция индикатора приведена на рисунке 5.8.

В индикаторе используется магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом и неподвижными рамками, расположенными под углом 90^0.

Перемещение стрелки логометра ограничивается ограничителями хода (9).

Принципиальная схема индикатора приведена на рисунке 4.9. Работа индикатора совместно с приемником температуры основана на использовании свойств теплочувствительного элемента приемника изменять свое электрическое сопротивление с измерением температуры измеряемой среды. При этом каждому значению измеряемой температуры соответствует лишь одно определенное значение сопротивления приемника. Сопротивление приемника непрерывно измеряется с помощью магнитоэлектрического логометра.

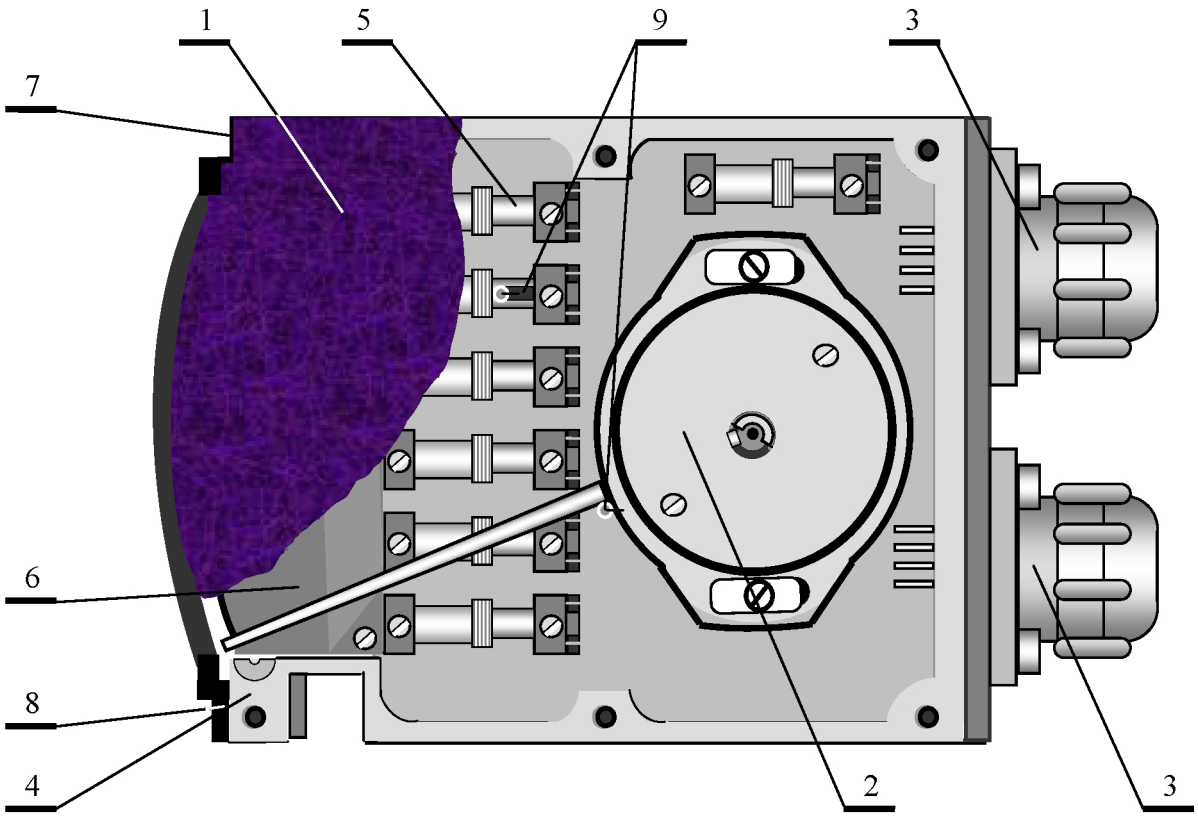


Рисунок 4.7 - Индикатор ИТ 1П – 60/260Б.

Обозначения:

1- крышка с прокладкой;
2 – логометр;
3- соединитель;
4 – корпус;
5 - катушка сопротивления;
6 – подсвет;
7 – шильдик;
8 – шильдик;
9 - ограничитель хода.

Рамки логометра $R_м$ и $R_б$ включены в мостовую схему с двумя диагоналями AB и AC.

Сопротивления R_{14}, R_{17}, R_{16} и R_{20}, R_t являются плечами моста.

Сопротивления R_{18} и R_{19} предназначены для регулировки индикатора. Для компенсации температурных погрешностей схемы вследствие изменения сопротивления Рамок логометра при изменении температуры окружающей среды сопротивления R_{18} и R_{16} выполнены из медной проволоки.

Сопротивления соединительных проводов входят в схему прибора и могут влиять на

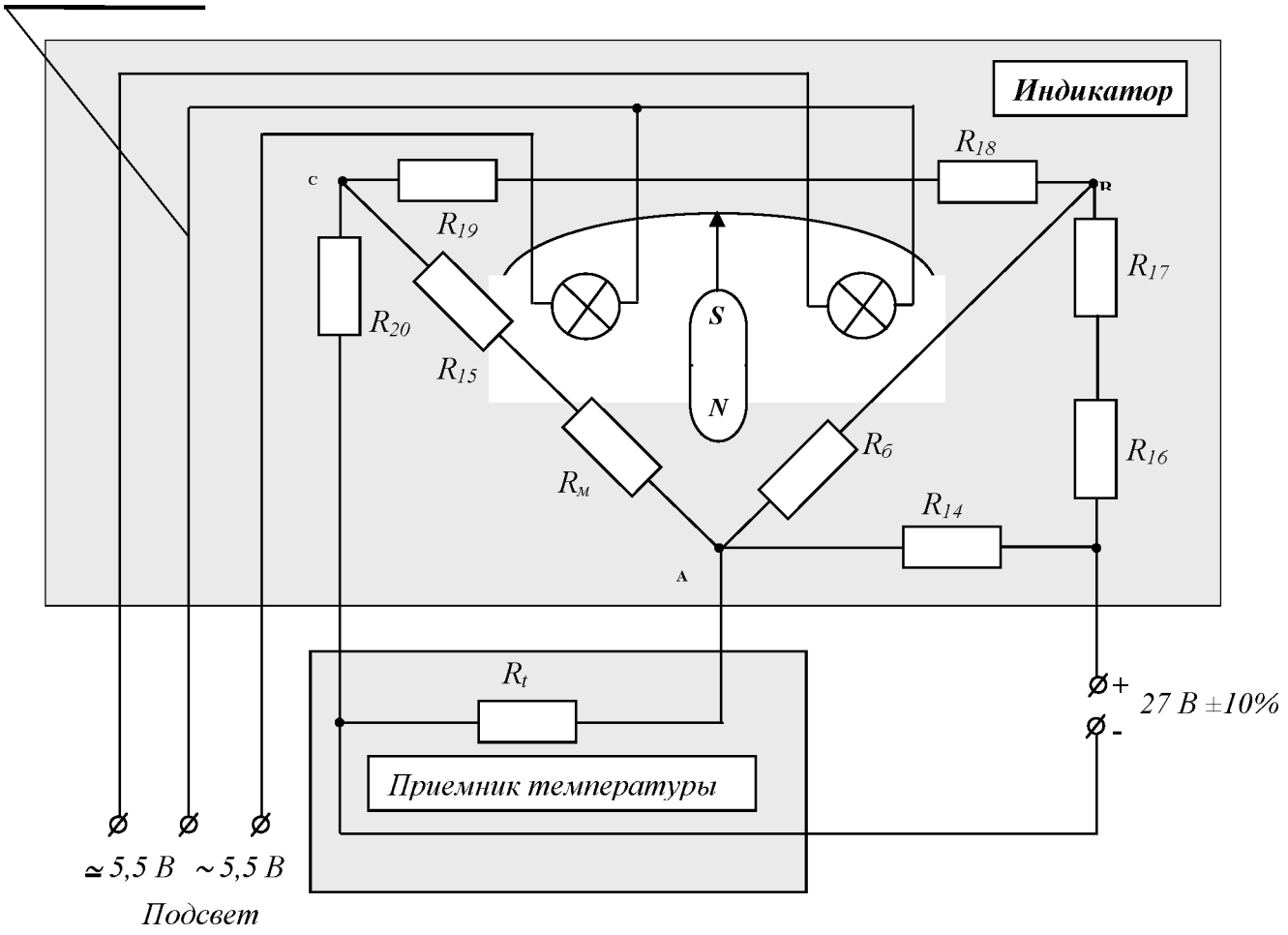


Рисунок 4.8 Принципиальная схема индикатора

измерительную схему логометра. Для исключения влияния длины проводов на показания индикатора точка соединения минусового провода должна находиться на расстоянии не более *200 мм* от разъема приемника температуры.

В случае выхода индикатора из строя его необходимо заменить. Вышедший из строя индикатор отправить, не вскрывая, на завод – изготовитель.

4.6 Индикатор цифровой температуры воздуха

Индикатор предназначен для измерения и отображения на цифровом индикаторе температуры воздуха в кабине и в трубопроводах системы кондиционирования воздуха на самолете.

Индикатор состоит из преобразователя и устройства индикации.

Индикатор обеспечивает преобразование входной информации и индикацию с частотой обновления информации *0,5 с* на *3-х* разрядном индикаторе температуры подаваемого воздуха.

Диапазон контроля и допустимая погрешность в диапазоне температур от минус *55* ^0C до плюс *55* ^0C, а также типы датчиков приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3.

Режим работы индикатора	Диапазон контроля (сопротивление датчика)	Допустимая погрешность, ^0C, не более	Тип датчика
Термометр подаваемого воздуха и воздуха в кабине	*Минус 60 - 500^0C (75,9 -283,8 Ом)*	*±5*	Термометр сопротивления *П-109 НСХ 100П*
	Минус 60 - 500^0C (37,9 -141,9 Ом)	*±5*	Термометр сопротивления *П-119 НСХ 50П*

Время готовности к работе *ИЦТ-9,* включая время тестирования – не боле *5 с* после включения напряжения питания.

Время возобновления информации на цифровом индикаторе – *0,5 с*.

При подаче на *ИЦТ-9* тестового сигнала (в дальнейшем сигнал ВСК) на цифровом индикаторе должны зажечься цифры *888.*

Яркость свечения индикатора автоматически регулируется в зависимости от наружного освещения.

Конструктивно изделие выполнено в виде двух функционально законченных устройств *(ИП - ИЦТ-9 и УИ-2-5),* соединенных между собой жгутом. Измерительный преобразователь *ИП-ИЦТ-9* и устройство индикации *УИ-2-5* – функционально независимые устройства, каждое из которых может быть при необходимости заменено.

Структурная схема индикатора представлена на рисунке 4.9.

Входной сигнал поступает от датчика температуры П109 (или *П119*), принцип действия которого основан на зависимости электрического сопротивлени чувствительного элемента (платиновой проволоки) от температуры контролируемой среды.

Индикатор работает в двух режимах: контроля *(К)* и работы *(Р).*

Установка режима осуществляется как принудительно по бинарному сигналу *БС К/Р,* так и автоматически в промежутках между измерениями.

УП-U/F осуществляет преобразование напряжения постоянного тока в импульсный сигнал с частотой следования импульсов, пропорциональной измеряемому напряжению, которое, в свою очередь, пропорционально изменению сопротивления датчика.

УУИ предназначено для:

- подсчета количества импульсов и преобразование в двоичный код управления, поступающий на вход *УИ-2-5;*

- проведению ВСК в двух режимах:

1) по бинарному сигналу *БС К/Р;*

2) при «фоновом» самоконтроле в промежутках между измерениями.

При «фоновом» самоконтроле индикатор, не прерывая индикации текущего значения входного сигнала, с периодом не более *1 с* контролирует работу всего тракта преобразования.

При обнаружении неисправности электронных узлов (а также при обрыве линии или уход за пределы диапазона измерения) автоматически гаснет табло *УИ-2-5.*

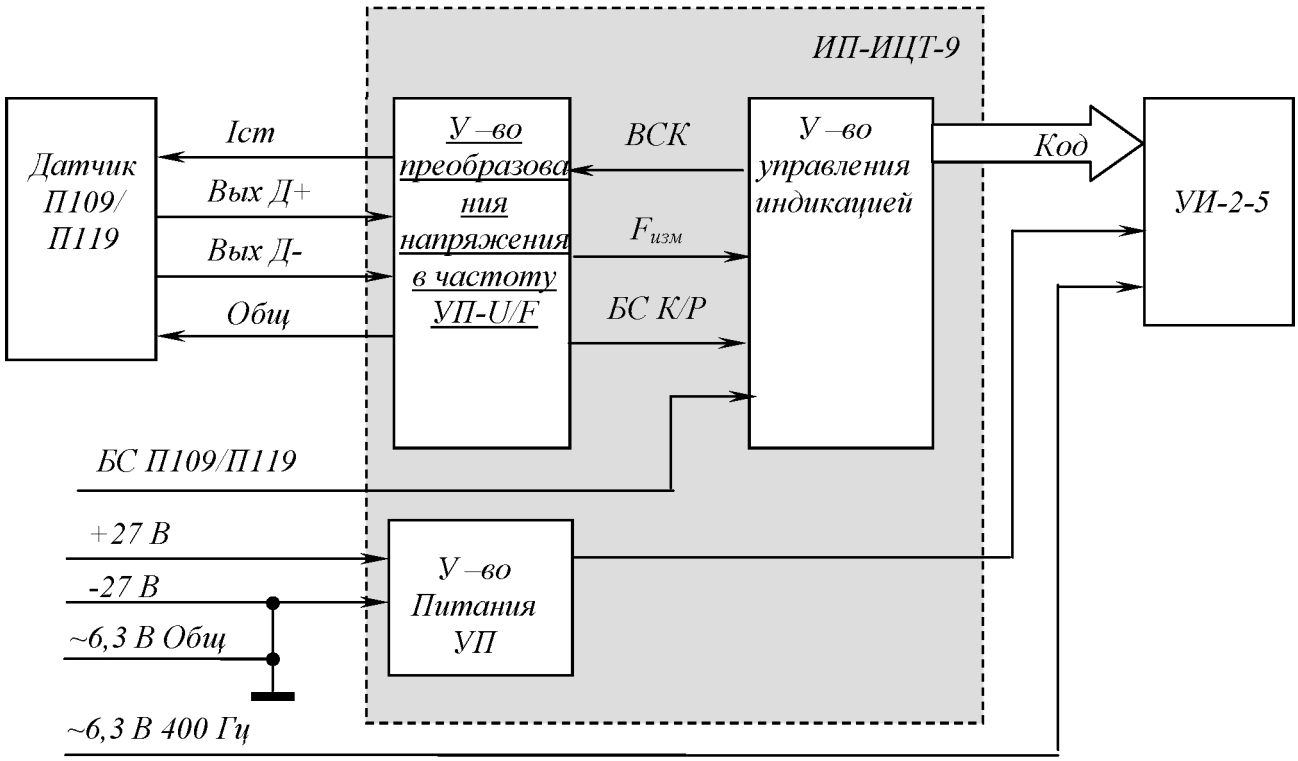


Рисунок 4.9 Структурная схема индикатора

При восстановлении нормальной работы автоматически возобновляется индикация текущего значения температуры.

Узел питания работает от бортсети *18 – 31 В* и выдает необходимые для индикатора напряжения питания.

УИ-2-5 обеспечивает преобразование двоичного кода в цифровой код для *3-х* разрядного семисегментного индикатора и индикацию текущего значения температуры.

4.7 Индикатор цифровой расхода воздуха

Индикатор предназначен для измерения и отображения на цифровом устройстве индикации *(в кг/ч)* расхода воздуха трубопроводах системы кондиционирования воздуха на самолете *(СКВ)*.

Индикатор состоит из:

- преобразователя;
- устройства индикации.

Входной сигнал представляет собой постоянное напряжение, меняющееся по линейному закону в пределах *0 – 10 В*.

Индикатор обеспечивает преобразование входной информации и индикацию с частотой обновления информации *0,5 с* на *4-х* разрядное *7-ми* сегментное табло устройства индикации (далее по тексту табло) зеленого цвета, значений количества израсходованного воздуха в диапазоне *0 - 5000 кг/ч.*

Диапазон индикации и погрешность отображаемой информации изделия при температуре окружающей среды $\pm 55\ ^{0}C$ соответствуют значениям приведенным в таблице 4.4.

Таблица 4.4.

Диапазон индикации, *кг/ч*	Погрешность, *кг/ч*, не более
0 -400	*±20*
0 – 1200	*±50*
0 – 3500	*±100*
0 - 5000	*±100*

Внешний вид прибора *ИЦР-9* представлен на рисунок 4.10.

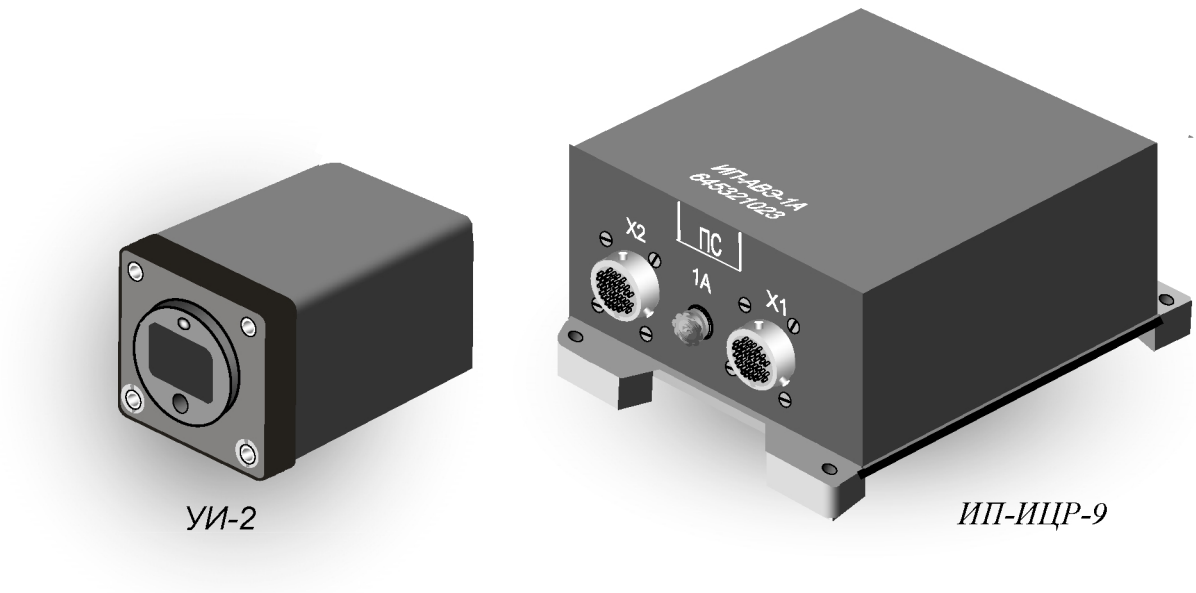


Рисунок 4.10 - Внешний вид индикатора ИЦР-9

Конструктивно изделие выполнено в виде двух функционально законченных устройств, которые соединены между собой жгутом самолета.

Структурная схема прибора приведении не рисунке 4.11.

ИП-ИЦР-9 состоит из следующих узлов: - ограничителя; - коммутатора; - формирователя; - процессора; - узла питания.

ИП-ИЦР-9 работает в двух режимах: - самоконтроля; - преобразования.

Ограничитель понижает входной сигнал до необходимого уровня, чем обеспечивается соответствие показаний табло *УИ-2-6* этому сигналу.

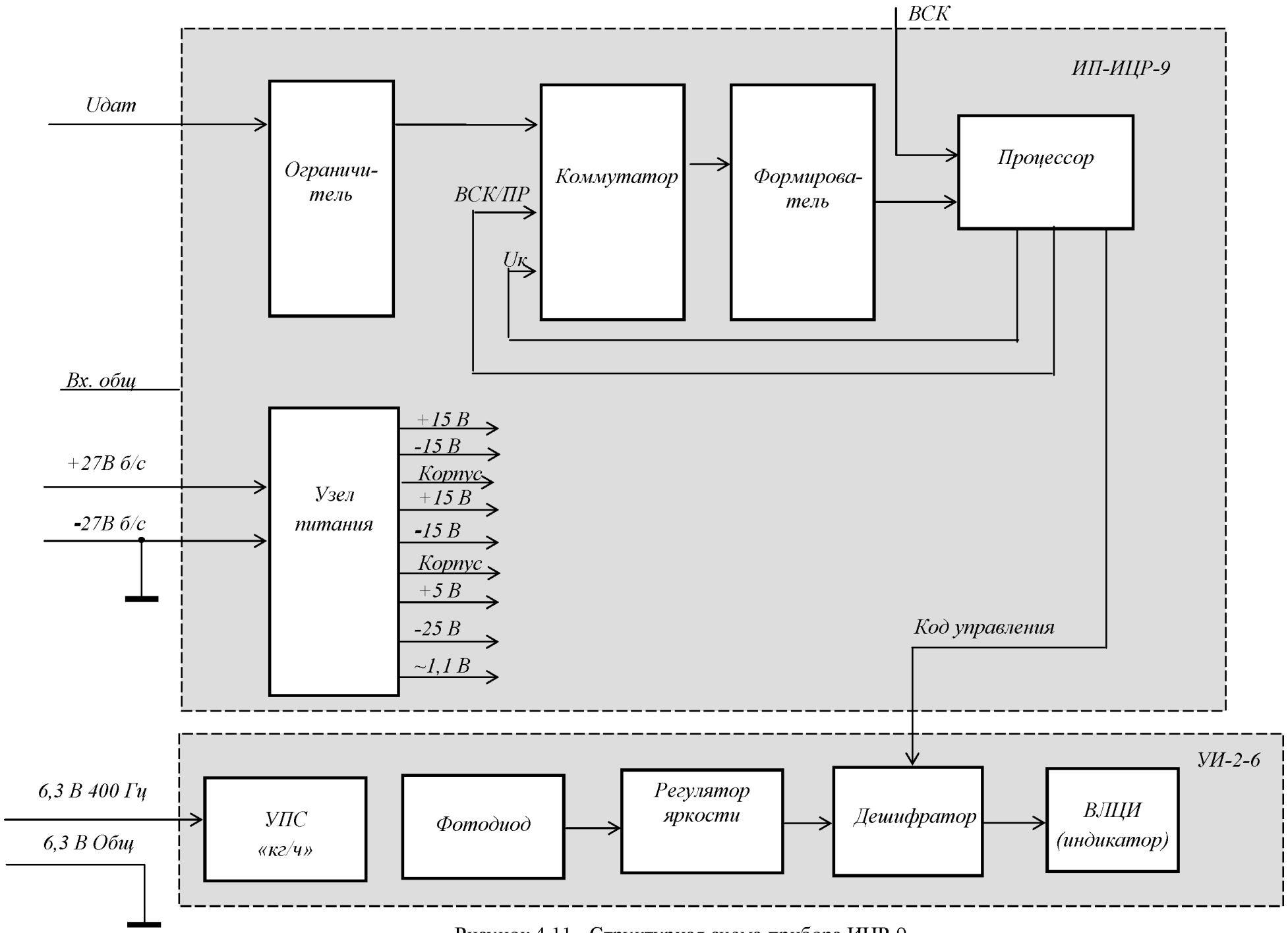


Рисунок 4.11 - Структурная схема прибора ИЦР-9

Коммутатор по сигналу *ВСК/ПР (ПР* – поступает с процессора), переключает режимы работы *ИП-ИЦР-9*. В режиме самоконтроля на входе формирователя коммутируется контрольный сигнал Uк, а в режиме преобразования – входной сигнал *Uдат.*

Формирователь вырабатывает прямоугольные импульсы с амплитудой *5 В,* частота следования которых соответствует напряжению входного или контрольного сигнала.

Процессор осуществляет:

- управление коммутатором (формирует сигналы *ВСК/ПР* и *Uк);*

- преобразование сигнала, поступающего с формирователя, в двоичный код, который передается на вход дешифратора устройства индикации;

- проведение *ВСК* в двух режимах:

1) по нажатию внешней кнопки ВСК;

2) при «фоновом» самоконтроле.

При «фоновом» самоконтроле изделие, не прерывая индикации текущего значения входного сигнала, с периодом не более *1 с*, контролирует работу всех своих электронных узлов. При обнаружении неисправности электронных узлов (за исключением качества свечения сегментов), *ВСК* гасит *УИ-2-6.* При восстановлении нормальной работы изделия, автоматически возобновляется индикация текущего значения $U_{дат.}$

Узел питания работает от бортовой сети *+27 В* и выдает все необходимые для изделия напряжения питания *УИ-2-6* состоит из следующих узлов: - *УПС* – устройство подсвета символа; - фотодиода; - регулятора яркости; - дешифратора; - *ВЛЦИ* – вакуумно-люминесцентный индикатор.

УПС предназначен для обеспечения подсветки символа *«кг/ч».*

Фотодиод вырабатывает напряжение постоянного тока, величина которого прямо пропорциональна освещенности передней панели *УИ-2-6,* и управляет регулятором яркости, который вырабатывает соответствующие сигналы управления свечения *ВЛЦИ.*

Дешифратор преобразует двоичный код, поступающий от процессора, в *7-ми* сегментный *ВЛЦИ,* код управления *4-х* разрядный.

ВЛЦИ предназначен для визуального отображения количества израсходованного воздуха в *СКВ.*

Прибор в процессе эксплуатации не вскрывается и не ремонтируется.

5 ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

В современных бортовых приборах все больше информации выносится на общий индикатор. Комбинированный (многофункциональный) индикатор дает возможность пилоту одним взглядом охватывать все объединенные в нем индикаторы. Успехи электроники и компьютерной техники позволили достичь большой интеграции в конструкции приборной доски кабины экипажа и в авиационной электронике. Полностью интегрированные цифровые системы управления полетом и многофункциональные индикаторы дают пилоту лучшее представление о пространственном положении и местоположении самолета, чем это было возможно ранее. Новый тип комбинированной индикации — проекционный — дает возможность проецировать показания приборов на лобовое стекло самолета, тем самым совмещая их с панорамой внешнего вида. Такая система индикации применяется не только на военных, но и на некоторых гражданских самолетах. Совокупность пилотажно-навигационных приборов дает характеристику состояния самолета и необходимых воздействий на управляющие органы. К таким приборам относятся указатели высоты, горизонтального положения, воздушной скорости, вертикальной скорости и высотомер. Для большей простоты пользования приборы сгруппированы Т-образно.

5.1 Указатель пространственного положения

Указатель пространственного положения представляет собой гироскопический прибор, который дает пилоту картину внешнего мира в качестве опорной системы координат. На указателе пространственного положения имеется линия искусственного горизонта. Символ самолета меняет положение относительно этой линии в зависимости от того, как сам самолет меняет положение относительно реального горизонта. В командном авиагоризонте обычный указатель пространственного положения объединен с командно-пилотажным прибором. Командный авиагоризонт, представленный на рисунке 5.1, показывает пространственное положение самолета, углы тангажа и крена, путевую скорость, отклонение скорости (истинной от "опорной" воздушной, которая задается вручную или вычисляется компьютером управления полетом) и представляет некоторую навигационную информацию.

В современных самолетах командный авиагоризонт является частью системы пилотажно-навигационных приборов, которая состоит из двух пар цветных электронно-лучевых трубок - по две ЭЛТ для каждого пилота. Одна ЭЛТ представляет собой командный авиагоризонт, а другая - плановый навигационный прибор. На экраны ЭЛТ или ЖКИ выводится информация о пространственном положении и местоположении самолета во всех фазах полета.

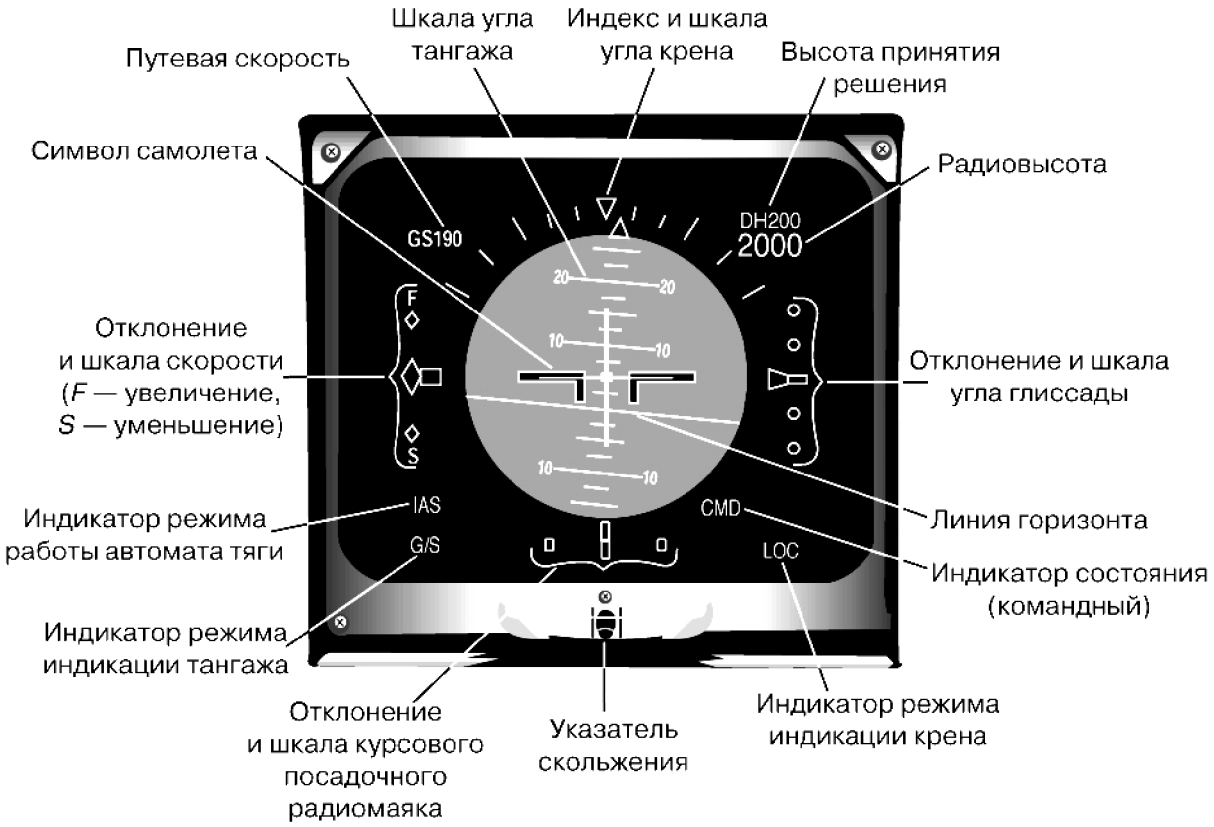


Рисунок 5.1- Командный прибор пространственного положения самолета относительно внешнего мира.

5.2 Авиагоризонт АГР – 74

Авиагоризонт АГР - 74 предназначен для обеспечения пилота визуальной информацией о положении самолёта по крену и тангажу относительно истинного горизонта и выдачу во внешнюю цепь сигнала текущего крена.

Основные технические характеристики.

Электропитание : трёхфазный переменный ток напряжением ($36^{+1,8}_{-3,6}$) В, частотой *(400 + 8) Гц* от статического преобразователя *ПТС - 25М.*

Потребляемый ток в каждой фазе не *более 0,4 А.*

Время готовности не более *3 - х* минут.

Диапазон индикаций, не менее:

– по крену + *360* ^{o}*;*

– по тангажу + *85* ^{o} (без учёта наклона приборной доски).

Инструментальные погрешности по крену и тангажу:

– +*1,5* ^{o} - в диапазоне углов + *30* ^{o}*;*

– +*2,5* ^{o} - на остальных отметках шкалы.

АГР - 74 расположен на средней панели приборной доски.

Принцип работы авиагоризонта основан на свойствах трёхстепенного гироскопа:

– Первое свойство трёхстепенного гироскопа состоит в том, что его ось стремится устойчиво сохранять в мировом пространстве приданное ей первоначальное направление.

– Второе свойство гироскопа обнаруживается, когда на его ось (рамку) начинает действовать сила, стремящаяся привести ось в движение (то есть создающая вращающий момент относительно подвеса). Под действием этой силы конец оси гироскопа будет отклоняться не в сторону действия силы, а в направлении перпендикулярном этой силе и начнёт вращаться вокруг другой оси с прецессией, которую можно измерить.

Итак, авиагоризонт - это устройство для определения направления истинной вертикали или плоскости горизонта, а также углов наклона относительно этой плоскости.

В качестве простого авиагоризонта может служить трёхстепенной гироскоп, ось которого стремится сохранять свое направление в мировом пространстве. Однако по отношению к вращающейся Земле ось будет со временем изменять своё направление. Поэтому для длительного удерживания оси гироскопа в определённом положении используются различные виды коррекции.

Состав авиагоризонта:

- Гиросистема - предназначена для стабилизации относительно плоскости горизонта элементов индикации авиагоризонта. Состоит из трёхстепенного гироскопа, корректирующего механизма и устройства отключения коррекции.

- Система арретирования - предназначена для быстрого приведения рамок гироскопа в исходное положение, чем обеспечивается время готовности авиагоризонта. Состоит из устройств арретирования внешней и внутренней рамок, устройства управления на корпусе и рамок авиагоризонта.

- Система индикации - предназначена для обеспечения лётчика наглядной информацией о положении самолёта в пространстве. Состоит из подвижных и неподвижных элементов индикации. Система индикации расположена на лицевой части авиагоризонта за защитным стеклом.

- Система поправок угла тангажа - предназначена для внесения поправки на угол тангажа при изменении режима полёта на длительное время. Представляет из себя зубчатую передачу, замыкающим звеном которой является зубчатая рейка, с которой связан элемент отсчёта - силуэт самолёта.

- Система выдачи сигнала по крену во внешнюю цепь - предназначена для выдачи сигнала крена в блок контроля кренов. Состоит из синусно-косинусного трансформатора.

- Система контроля исправности авиагоризонта - предназначена для сообщения лётчику о неисправности авиагоризонта при:

– снижения оборотов гиромотора ниже допустимых;

– отсутствии электропитания;

– обрыве любой из фаз источника питания;

– сигнализации заарретированного состояния гироскопа.

Система контроля исправности авиагоризонта состоит из электронного блока *БКИ - 1*, микровыключателя и сигнализатора отказа.

Система электрообеспечения предназначена для обеспечения узлов прибора электропитанием. Состоит из элементов коммутации (коллекторов и токосъёмников).

Внешний вид авиагоризонта *АГР – 74* представлен на рисунке 5.2

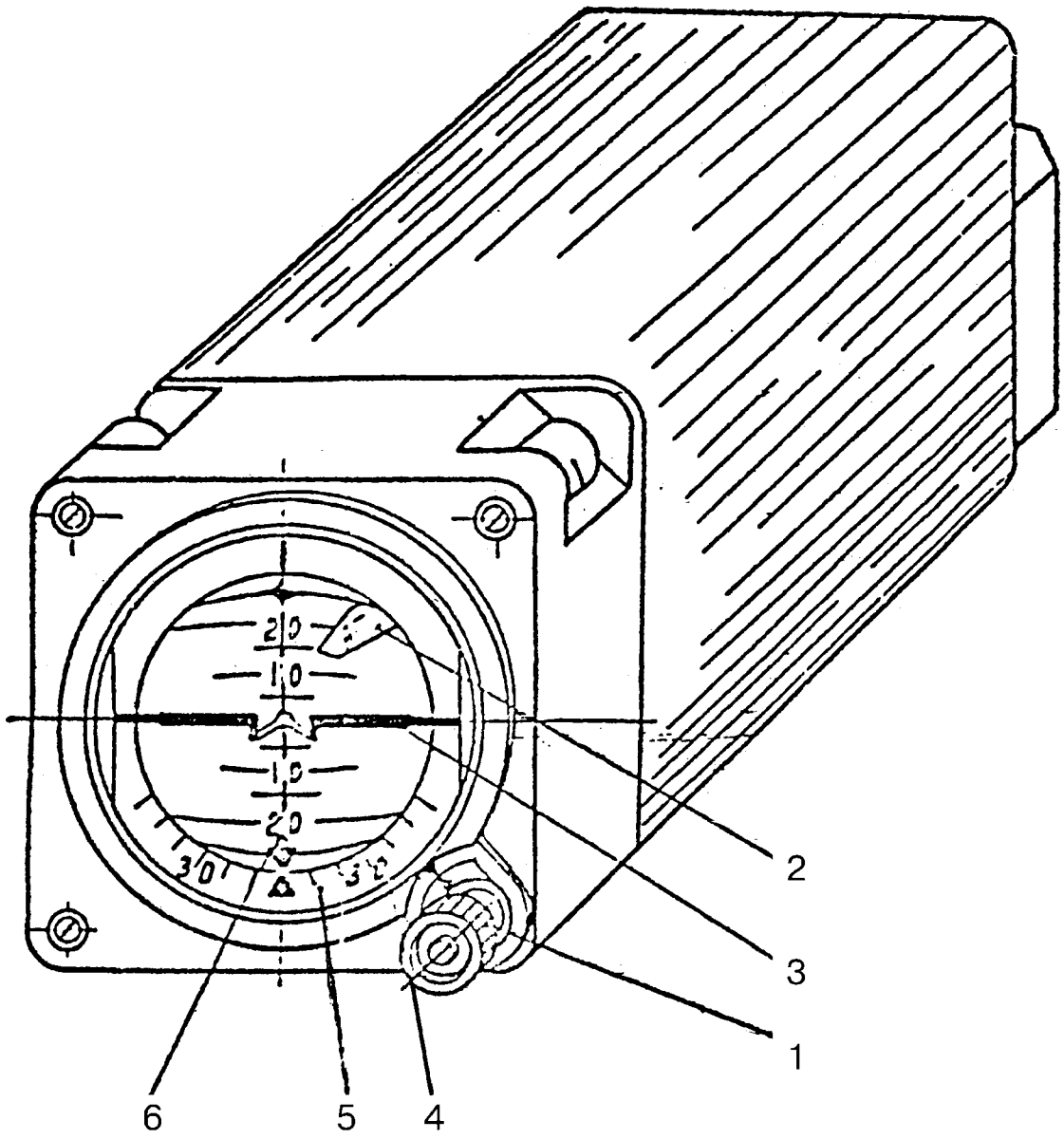


Рисунок 5.2 - Внешний вид авиагоризонта АГР – 74

Обозначения: 1 - ручка кремальеры и арретира; 2 - флажок сигнализатора; 3 - силуэт самолётика; 4 - картушка; 5 - шкала крена; 6 - индекс крена.

Устройство, принцип его работы поясняются кинематической схемой на рисунке 2, цифры у элементов авиагоризонта это позиции на рис. 2.

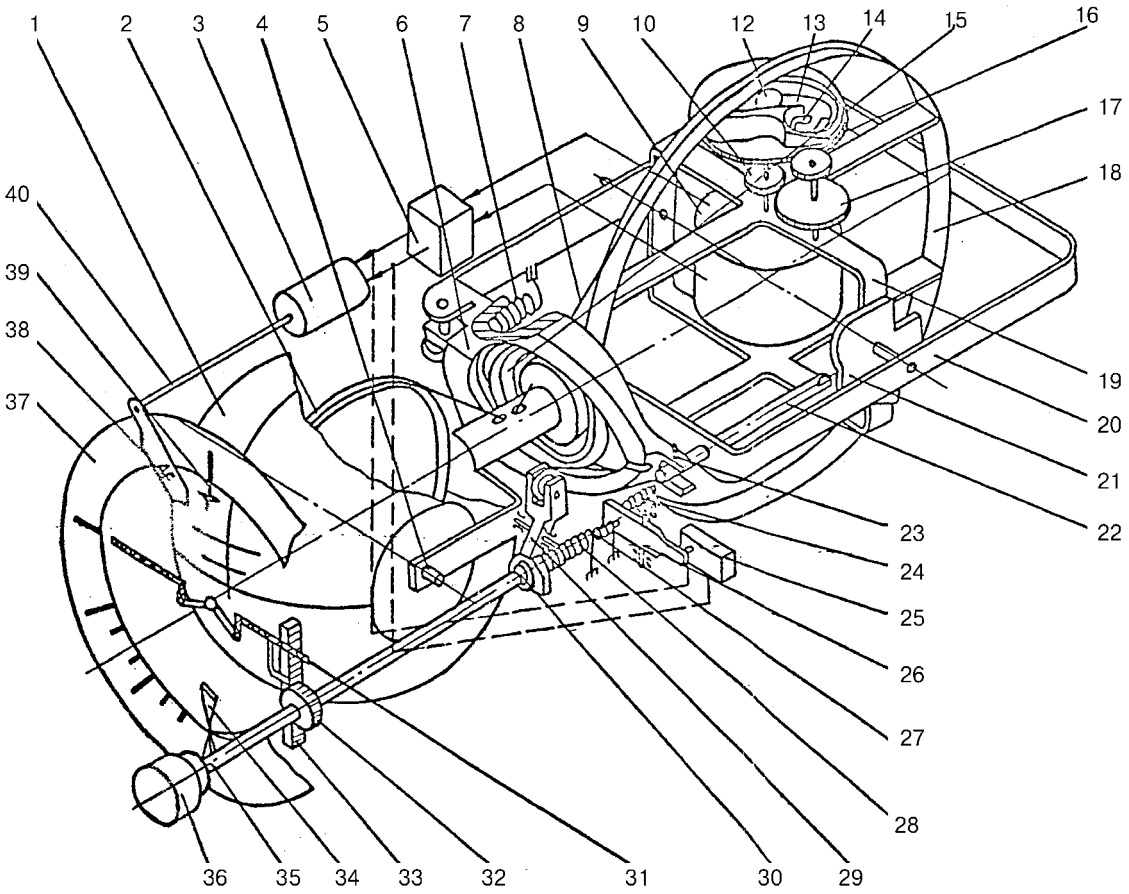


Рисунок 5.3 - Схема кинематическая АГР-74

Обозначения: 1 – картушка; 2 – зубчатое колесо; 3 – сигнализатор; 4 – ось; 5 - электронный блок; 6 – кулачок; 7 – пружина; 8 – тросик; 9 – ротор; 10 – трибка; 11 – трибка; 12 – шарик; 13 – направляющая; 14 – маятники; 15 – упоры; 16 – корректор; 17 – редуктор гироузла; 18 – шкив; 19 - внутренняя рама; 20 - внешняя рама; 21 – кулачок; 22 – толкатель; 23 – палец; 24 – пружина; 25 – микропереключатель; 26 – рычаг; 27 – пружина; 28 – пружина; 29 – каретка; 30 – ручка; 31 – шток; 32 – индекс; 33 - зубчатое колесо; 34 - зубчатая рейка; 35 - силуэт самолётика; 36 - шкала крена; 37 – флажок; 38 – ось; 39 – рычаг; 40 – индекс.

Гиросистема - корректируемый трёхстепенной гироскоп, состоящий из ротора 2, внутренней рамы 19 и внешней рамы 20. Скорость вращения ротора гироузла не менее 21000 об/мин. Ротор и внутренняя рама выполнены как отдельный узел - гироузел.

На гироузле расположен корректор 16, приводимый во вращение через редуктор 17.

Корректор состоит из шарика 12, направляющей 13 и устройства отключения коррекции 14.

Система арретирования является механизмом, фиксирующим рамки гироскопа в исходном положении.

Устройство фиксации внутренней рамки состоит из профильного кулачка 21, закреплённого на оси гироузла и толкателя 22. Толкатель 22 связан через палец 23 с подвижным торцевым кулачком 6.

Устройство фиксации внешней рамки состоит из подвижного торцевого кулачка 6, закреплённого на внешней рамке, и двухплечевого рычага 39, связанного с кареткой 29, перемещающейся по штоку 31. Пружина 7 служит для возвращения торцевого кулачка в исходное положение.

Устройство управления состоит из подвижной каретки 29, штока 31 и ручки 30, находящейся на лицевой части прибора.

В авиагоризонте применена индикация типа "Вид с самолёта на землю". Система включает в себя подвижные элементы: картушку 1 с нанесённой на ней шкалой тангажа, экран с индексом крена 32, закреплённый на наружной раме, неподвижный силуэт самолёта 35, шкалу крена 36.

Система поправок угла тангажа состоит из зубчатого колеса 33, зубчатых реек 34, к которым жёстко крепятся концы силуэта самолёта. Зубчатое колесо запрессовано на втулку 31, которая свободно перемещается в переднем фланце прибора. На ней крепится ручка 30 (ручка кремальеры), выведенная на лицевую часть прибора и являющаяся одновременно и ручкой арретира.

Работа гиросистемы основана на свойстве трёхстепенного гироскопа сохранять направление главной оси неизменным в пространстве.

Учитывая наличие вредных моментов (моменты трения в осях, моменты не баланса и другие), а также изменение вертикали места, из-за вращения Земли и перемещения самолёта, которые необходимо компенсировать, в гироскопе предусмотрен корректирующий механизм.

Работа корректирующего механизма поясняется на рисунке 5.3 и рисунке 5.4.

Шарик 12 (смотри рисунок 5.3) в направляющей вращается в направлении вращения ротора гироузла со скоростью 12 об/мин. Вектор кинематического момента направлен к наблюдателю.

Если главная ось гироскопа имеет направление вертикали места, то плоскость, касательная к основанию, по которому движется шарик, параллельна плоскости горизонта и шарик будет находиться в центре (или близко к нему) направляющей, так как основание имеет вогнутую сферическую форму (смотри рисунок 5.4 положение "а").

Допустим, что главная ось гироскопа отклонилась от вертикали места на угол γ в направлении $\dot{\gamma}$ (поворот относительно оси x - x' в направлении к наблюдателю). В этом случае, действием составляющей силы веса , вращаясь с направляющей , шарик будет скатываться по основанию и занимать последовательно положения б, в, г, д (смотри рисунок 5.4).

При этом центр массы шарика последовательно опишет траекторию показанную на рисунке 5.4.

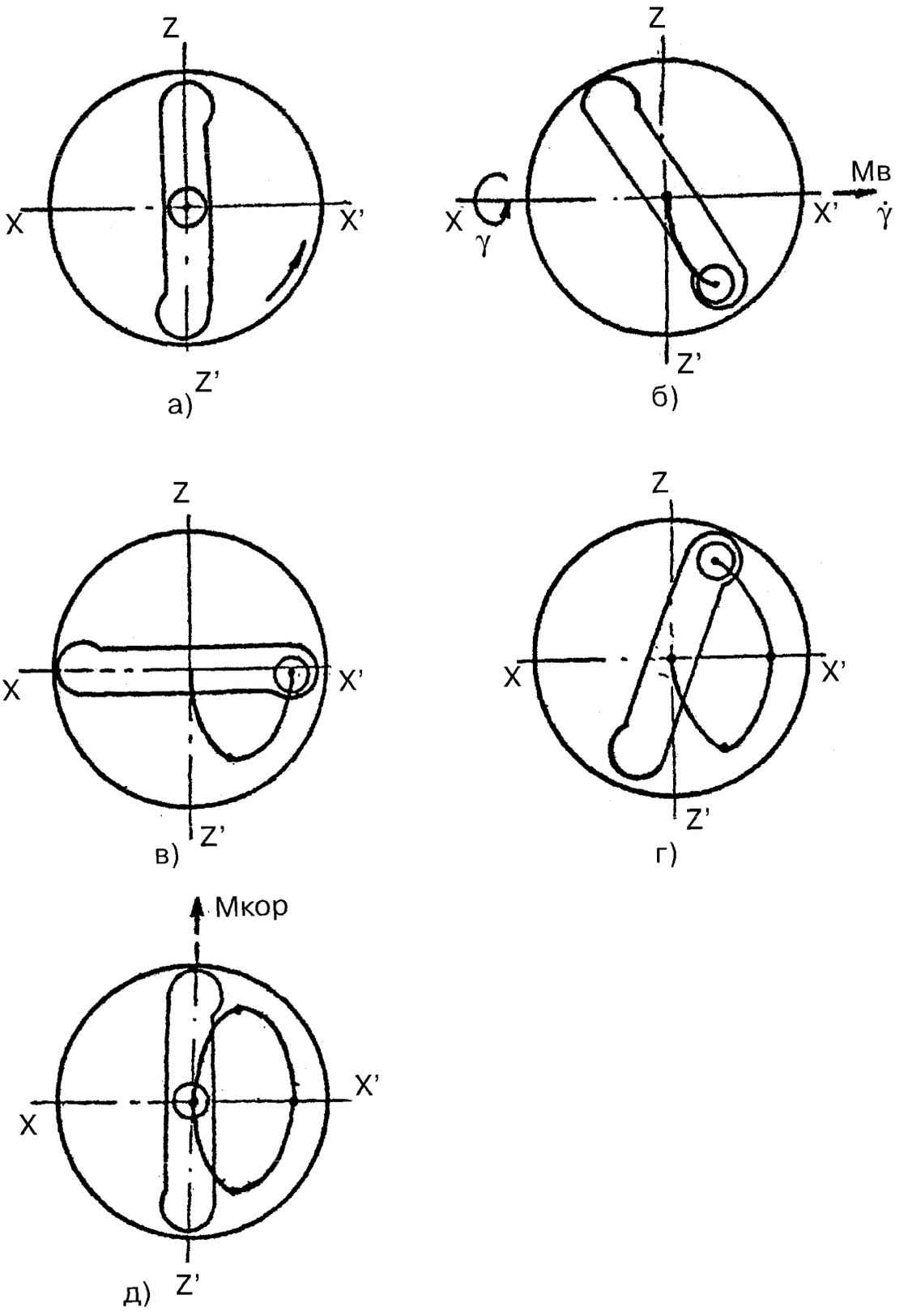


Рисунок 5.4 - Работа корректирующего механизма

Находясь в процессе своего движения, справа от оси z - z' , масса шарика создаёт момент относительно этой оси МКОР, который вызывает прецессию гироскопа в направлении вертикали места.

При действии на гиросистему ускорения, отличных по направлению от ускорения земного тяготения (например, при разворотах, разгонах и торможениях), механизм коррекции будет уводить главную ось гироскопа к направлению кажущейся вертикали (то есть к ошибочной).

Поэтому на время действия этих ускорений нужно отключить коррекцию или уменьшить её эффективность.

Для этой цели служит устройство отключения коррекции 14 (рисунок 5.3), которое отключает коррекцию авиагоризонта при действии ускорений, соответствующих углу отклонения кажущейся вертикали более 80. При этом шарик 12 попадает в ловушку устройства 14, которая не позволяет шарику перемещаться и создавать корректирующий момент.

5.3 Авиагоризонт АГК - 77

Авиагоризонт *АГК - 77* предназначен для обеспечения лётчика визуальной информацией о положении самолёта по крену и тангажу относительно плоскости истинного горизонта, индикации бокового скольжения, выдачи сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа в сопрягаемые системы, для выдачи на светосигнальные табло сигналов предельного крена, а также для индикации команд по крену и тангажу формируемых в системе САУ.

Внешний вид авиагоризонта *АГК - 77* представлен на рисунке 5.5.

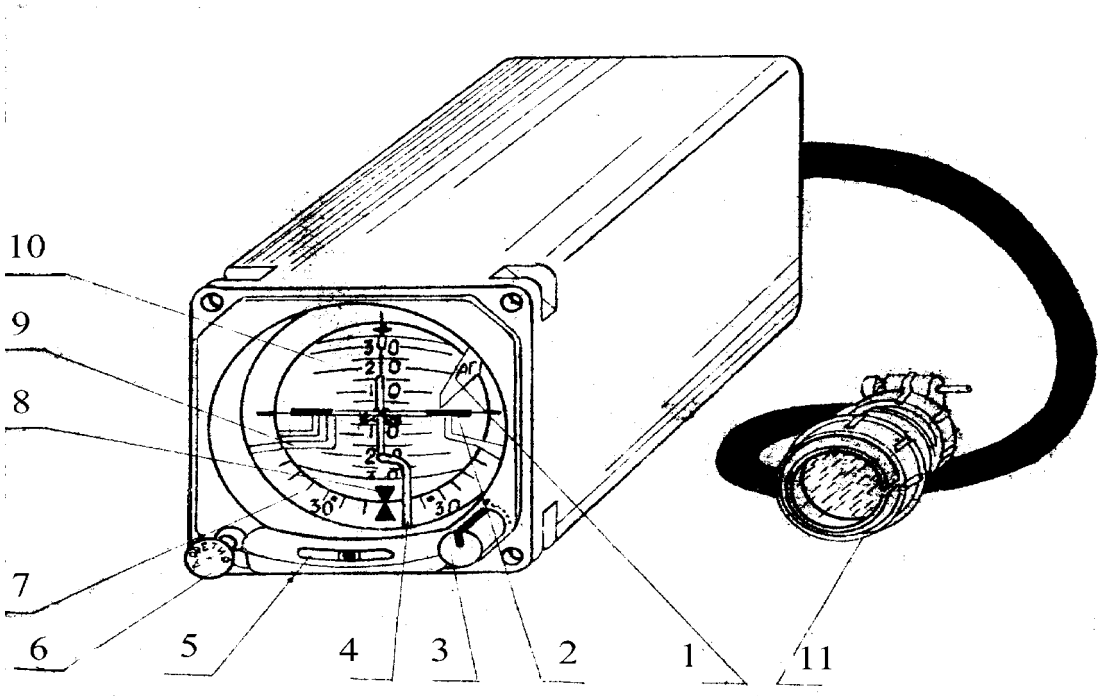


Рисунок 5.5 - Внешний вид авиагоризонта АГК - 77

Обозначения: 1 - флажок сигнализатора; 2 - силуэт самолётика; 3 - ручка кремальеры; 4 - указатель команд по крену; 5 - указатель скольжения; 6 - ручка арретира; 7 - шкала крена; 8 - индекс крена; 9 - указатель команд по тангажу; 10 - шкала тангажа; 11 - штепсельный разъём.

Основные технические характеристики.

Электропитание:

- трёхфазный переменный ток напряжением ($36^{+1,8}_{-3,6}$) В частотой *(400+8) Гц;*
- постоянный ток ($27^{+2,7}_{-3,0}$) В.
- время готовности не более *3 минут*.

Диапазон индицируемых углов:

- по крену $+360^{0}$;
- по тангажу $+85^{0}$ (без учёта наклона приборной доски).

Инструментальные погрешности по крену и тангажу:

- в пределах углов $+30^{0}$ не более $+1,5^{0}$;
- на остальных отметках шкал не более $+2,5^{0}$.

Углы срабатывания сигнализатора предельных кренов при поворотах корпуса прибора относительно продольной оси:

- до высоты *200 м* (по радиовысотомеру) - $(15+1,5)^{0}$;
- при высоте больше *200 м* (по радиовысотомеру) - $(32+2)^{0}$.

На самолёте устанавливают два авиагоризонта - на левой и правой панелях приборной доски.

Принцип действия основан как и *АГР - 74* на свойствах трёхстепенного гироскопа.

В авиагоризонте *АГК - 77* применена индикация "вид с самолёта на землю". Авиагоризонт индицирует крен, тангаж, скольжение и отказ авиагоризонта. Крен самолёта индицируется смещением индекса крена относительно нулевой отметки шкалы крена; тангаж смещением шкалы тангажа относительно центра силуэта самолёта; скольжение индицируется смещением шарика указателя скольжения относительно нулевой отметки. Команды управления, формируемые в *САУ,* индицируются указателями команд по крену и тангажу. Сигнализация отказа авиагоризонта осуществляется флажком *АГ,* который выпадает в видимую зону шкалы тангажа при отказе по питанию, снижении скорости вращения ротора гироскопа ниже допустимой, а также при арретировании гироскопа авиагоризонта. Арретирование и поправка угла тангажа реализованы как и в *АГР - 74.*

Сигналы пропорциональные углу крена и тангажа, снимаются с синусно-косинусных трансформаторов, установленных на осях карданного подвеса и поступают в:

- Блок контроля кренов *БКК;*
- Систему автоматического управления;
- Бортовое устройство регистрации полёта *БУР;*
- Радиолокатор *БУРАН* на гиростабилизацию антенны;
- Курсовую систему *БСФК.*

Сигналы предельного крена формируются в авиагоризонте специальным электронным блоком, принимающим и обрабатывающим сигналы крена синусно-косинусных трансформаторов. При достижении самолётом крена $(32 \pm 2)^0$, в режиме маршрутного полёта, электронный блок выдаёт *+27 В*, поступающий на табло "*КРЕН ВЕЛИК*" на левой и правой панели приборной доски.

Сигнал "*КРЕН ВЕЛИК*" выдаётся только при наличии исправности авиагоризонта.

При взлёте и заходе на посадку, то есть до высоты *200 м* предельный угол крена равен $(15 \pm 1,5)^0$.

5.4 Плановый навигационный прибор

Плановый навигационный прибор *(ПНП)* показывает курс, отклонение от заданного курса, пеленг радионавигационной станции и расстояние до этой станции. *ПНП* представляет собой комбинированный индикатор, в котором объединены функции четырех индикаторов - курсоуказателя, радиомагнитного индикатора, индикаторов пеленга и дальности. Электронный *ПНП* с встроенным индикатором карты (рисунок 5.6) дает цветное изображение карты с индикацией истинного местоположения самолета относительно аэропортов и наземных радионавигационных средств. Индикация направления полета, вычисления поворота и желательного пути полета предоставляют возможность судить о соотношении между истинным местоположением самолета и желаемым. Это позволяет пилоту быстро и точно корректировать путь полета. Пилот может также выводить на карту данные о преобладающих погодных условиях. Система посадки по приборам - это система радиомаяков, обеспечивающая точное наведение самолета при окончательном заходе на посадочную полосу. Посадочный курс и угол глиссады представляются на командном авиагоризонте и *ПНП*. Индексы, расположенные сбоку и внизу на командном авиагоризонте, показывают отклонения от угла глиссады и средней линии посадочной полосы. Система управления полетом представляет информацию системы посадки по приборам посредством перекрестья на командном авиагоризонте.

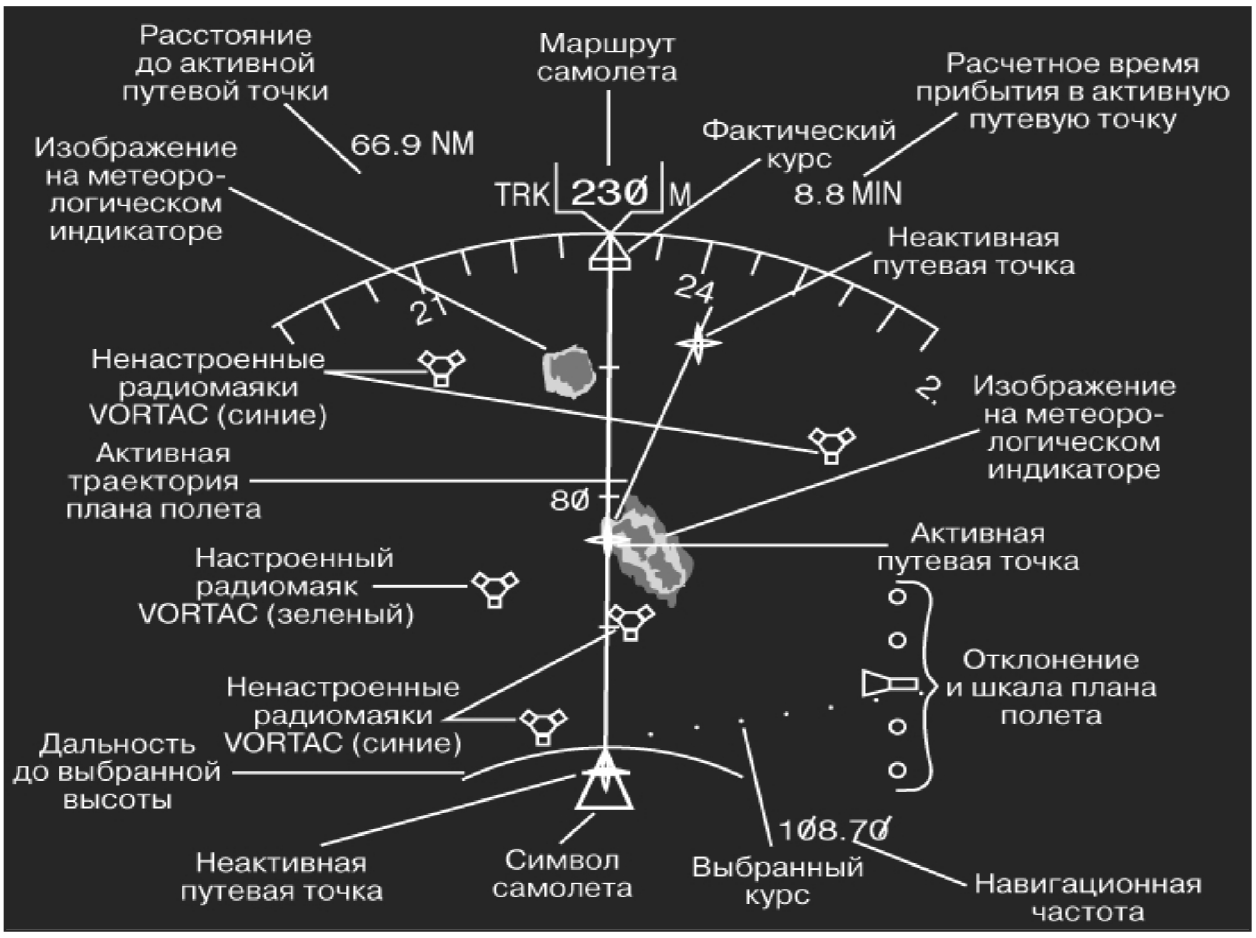


Рисунок 5.6 – Плановый навигационный прибор с цветным индикатором информации

Основным международным средством радионавигации являются всенаправленные азимутальные радиомаяки *УКВ*-диапазона *VOR;* их радиус действия достигает *250 км.* Такие радиомаяки используются для определения воздушной трассы и для предпосадочного маневрирования. Информация *VOR* отображается на *ПНП* и на индикаторах с вращающейся стрелкой.

5.5 Приборы навигационные плановые типа ПНП-72

Приборы навигационные плановые предназначены для индикации текущего и заданного курсов, заданного путевого угла, угла сноса, курсовых углов радиостанций, отклонения от равносигнальных зон курса и глиссады, сигнализации готовности датчиков системы автоматического управления и имеют следующие основные технические данные:

1) погрешность прибора в пределах:

- *±1°* указателя текущего курса, указателя заданного курса, указателя заданного путевого угла, указателя угла сноса, указателя КУР (азимута);

- *±0,5 км* в диапазоне *0-25 км* и *±1,5 км* в диапазоне *25 - 499 км* указателя дальности;

- *±10%* от максимального значения индицируемой величины указателя отклонения от отклонения курсовой и глиссадной зон.

2) ток полного отклонения магнитоэлектрических указателей отклонения от курсовой и глиссадной зон;

3) напряжение срабатывания сигнализаторов нерабочего состояния счетчиков дальности и заданного путевого угла не более *18 В;*

4) ток срабатывания магнитоэлектрических бленкеров отказа курсового и глиссадного радиоприемников и указателя *«НА»* и *«ОТ»;*

5) входное сопротивление по каналу *«Исправность КС»* не мене *1500 Ом;*

6) напряжение питания трехфазным переменным током ($36^{+1,8}_{-3,6}$) В частотой (*400 + 20) Гц* с прямым порядком чередования фаз (напряжения в фазах достигают амплитудных значений в порядке *А-В-С);*

7) напряжение питания постоянным током ($27^{+2,7}_{-3,0}$) В;

8) напряжение питания переменным или постоянным током *(5,5±0.55) В* для питания ламп встроенного подсвета;

9) потребляемые токи при номинальных напряжениях питания не должны превышать:

- постоянный - *1А;*
- переменный трехфазный - *0,9 А* в фазах *А, В, С;*
- в цепи подсвета - *0,75 А;*

10) скорость отработки следящих систем в нормальных климатических условиях не менее:

- *30°/с* указателя текущего курса,
- *40°/с* указателя заданного курса,
- *40°/с* указателя заданного путевого угла,
- *60°/с* указателя текущего азимута *(КУР),*
- *15км/с* указателя дальности,
- *60°/с* указателя угла сноса;

11) рабочий диапазон температур внешней среды от минус *60* до *+60° С;*

12) относительная влажность окружающего воздуха *95-98%* при температуре *+40° С;*

13) нормальная работа прибора: при воздействии вибрации с частотой от *10* до *80 Гц* с перегрузками от ускорения, изменяющегося линейно в диапазоне частот от *0,7* до *1,1 g;* при воздействии ударных нагрузок с ускорением *4 g;*

14) масса прибора не более *3,6 кг.*

Включение и отключение питания приборов *ПНП* осуществляется индивидуально для каждого прибора в отдельности, независимо друг от друга. Источники питания переменного и постоянного тока, защищенные предохранителями типа *АЗР,* подключаются с помощью сильноточных реле, расположенных в фидерной распределительной коробке, по сигналу *«+27 В»* при включении питающего напряжения *27 В* выключателем *«ПИТ»* на рукоятке управления автопилотом *РУА-5,* входящей в состав *САУ.*

Прибор *ПНП-72* имеет индикацию «вид с самолета на землю». Лицевая часть прибора приведена на рисунке 5.7. Приборы типа *ПНП-72* индицируют следующие параметры:

1) Текущий курс самолета индицируется на шкале курса *1* против неподвижного индекса *14*. Шкала курса имеет отметки через каждые *5°* и оцифровку через *30°*. При развороте самолета по часовой стрелке шкала вращается против часовой стрелки.

2) Заданный курс самолета индицируется по шкале *1* по индексу заданного курса *2*. Для вывода самолета на заданный курс, установленный индексом заданного курса *2* прибора, необходимо самолет развернуть так, чтобы шкала курса *1* совместно с индексом заданного курса развернулась до совмещения курса с индексом отсчета курса.

3) Заданный путевой угол самолета индицируется на счетчике заданного путевого угла *10*, а также на шкале текущего курса *1* и отсчитывается в этом случае по стрелке заданного путевого угла *3*. Счетчик заданного путевого угла представляет собой трехразрядный счетчик с оцифровкой через *1°*. Установка *ЗПУ* на счетчике осуществляется дистанционно. Диапазон индикации счетчика *0 - 360°*.

При отсутствии сигнала на сигнализаторе нерабочего состояния счетчик закрывается шторкой *16*.

Для вывода самолета на заданный путевой угол по стрелке заданного путевого угла прибора, необходимо самолет развернуть так, чтобы шкала курса *1* совместно со стрелкой заданного путевого угла *3* развернулась до совмещения стрелки заданного путевого угла с индексом угла сноса 19.

4) Угол сноса индицируется по совмещенной шкале угла сноса и курсовых углов радиостанции *24* и отсчитывается по индексу угла сноса 19. Шкала угла сноса имеет отметки через *5°*. Диапазон индикации угла сноса *20°*.

5) Дальность индицируется на трехразрядном счетчике *9*. Счетчик дальности имеет оцифровку через *1 км*. Диапазон индикации дальности 0-499 км в приборе *ПНП-72*. В нерабочем состоянии, при отсутствии сигнала на сигнализаторе нерабочего состояния, счетчик дальности закрывается шторкой *15*.

6) Азимут A_1 индицируется стрелкой *23* (короткий конец) по шкале текущего курса *1*.

Курсовой угол радиостанции $КУР_1$ индицируется стрелкой *23* по шкале курсового угла радиостанции *26* (или по совмещенной шкале угла сноса курсовых углов радиостанции *24*).

На шкале курсовых углов радиостанции нанесены отметки через 30° в приборе *ПНП-72* с оцифровкой 6, 12, 24, 30 на отметках *60, 120, 240 и 300°*.

7) Курсовой угол радиостанции индицируется стрелкой *25* по шкале курсового угла радиостанции *26*.

8) Отклонение самолета от курсовой зоны посадочного маяка или от траектории в горизонтальной плоскости индицируется стрелкой *6* по шкале *7*, которая имеет пять отметок, делящих шкалу на равные части.

Отклонение стрелки *6* вправо от центральной отметки соответствует положению самолета левее траектории. Стрелка *6* и шкала *7* указателя отклонения самолета от траектории в горизонтальной плоскости связаны механически со стрелкой заданного путевого угла *3* и разворачиваются с ней при изменении *ЗПУ*, что обеспечивает

наглядную индикацию выхода самолета на заданную траекторию по сигналам заданного путевого угла и отклонения от заданной траектории в горизонтальной плоскости.

9) Отклонение самолета от глиссадной зоны посадочного маяка или от траектории вертикальной плоскости индицируется стрелкой *4* по шкале *5*. Отклонение стрелки *4* вверх от центра шкалы соответствует положению самолета ниже траектории.

10) Сигнализация о полете самолета *«на»* или *«от»* радиостанции осуществляется двухполярным магнитоэлектрическим бленкером. О направлении полета указывает индекс *8* и второй индекс, невидимый на рисунках лицевых частей приборов и направленный' в противоположную сторону. Направление индекса по стрелке *ЗПУ* показывает направление на радиостанцию и наоборот.

11) Отказ датчика курсового радиомаяка индицируется флажком «К», отказ глиссадного радиомаяка индицируется флажком *«Г»*. Отказ датчика и указателя текущего курса индицируется флажком *«КС»*. Появление флажка на лицевой части прибора говорит о наличии отказа.

12) Прибор имеет встроенный тест-контроль всех следящих систем прибора. Для включения тест-контроля служит кнопка *18*.

Конструктивно прибор *ПНП* состоит из электромеханического индикатора и блока управления и контроля *БУК-1М,* соединенных между собой с помощью разъема типа *РС*. Прибор выполнен в герметичном исполнении. Герметизация корпуса, стекла, штепсельных разъемов и винтов крепления осуществляется герметиком. Герметизация кремальер осуществляется прокладками из фторопласта, кнопки тест-контроля - с помощью резиновой втулки.

Основной корпус прибора выполнен вместе с фланцем для крепления на приборную доску. Осуществлена сварная конструкция этого узла. Корпус является основным несущим элементом конструкции, в который устанавливается весь механизм прибора и крепится к нему винтами. Механизм прибора состоит из пяти плат, на которых установлены все системы прибора. Блок управления и контроля, установленный на задней части прибора, выполнен в виде отдельного узла. С прибором связь осуществляется через разъем типа *РС*. Для обеспечения правильного (соответствующего схемам соединений) подсоединения ответных частей к штепсельным разъемам прибора на задней стенке корпуса блока управления и контроля нанесены треугольные цветовые указатели разъемов: красного цвета - *Ш2,* желтого цвета - *Ш3*. Элементы ответных частей штепсельных разъемов, подсоединяемых к штепсельным разъемам прибора, должны иметь окраску соответствующего цвета.

Блок управления и контроля *БУК-1М* является составной частью прибора и предназначен для усиления сигналов переменного тока, поступающих с приемников следящих систем текущего курса, заданного курса, заданного путевого угла, дальности курсового угла первой радиостанции (текущего азимута A_1), курсового угла второй радиостанции (текущего азимута A_2), с последующей выдачей усиленных сигналов на управляющие обмотки двигателей этих систем. Блок управления и контроля включает в себя шесть усилителей следящих систем, схему автоматического непрерывного контроля

следящей системы текущего курса, схему тест-контроля всех следящих систем и схему коммутации приемников следящих систем $КУР_1$ ($А_1$), $КУР_2$ ($А_2$).

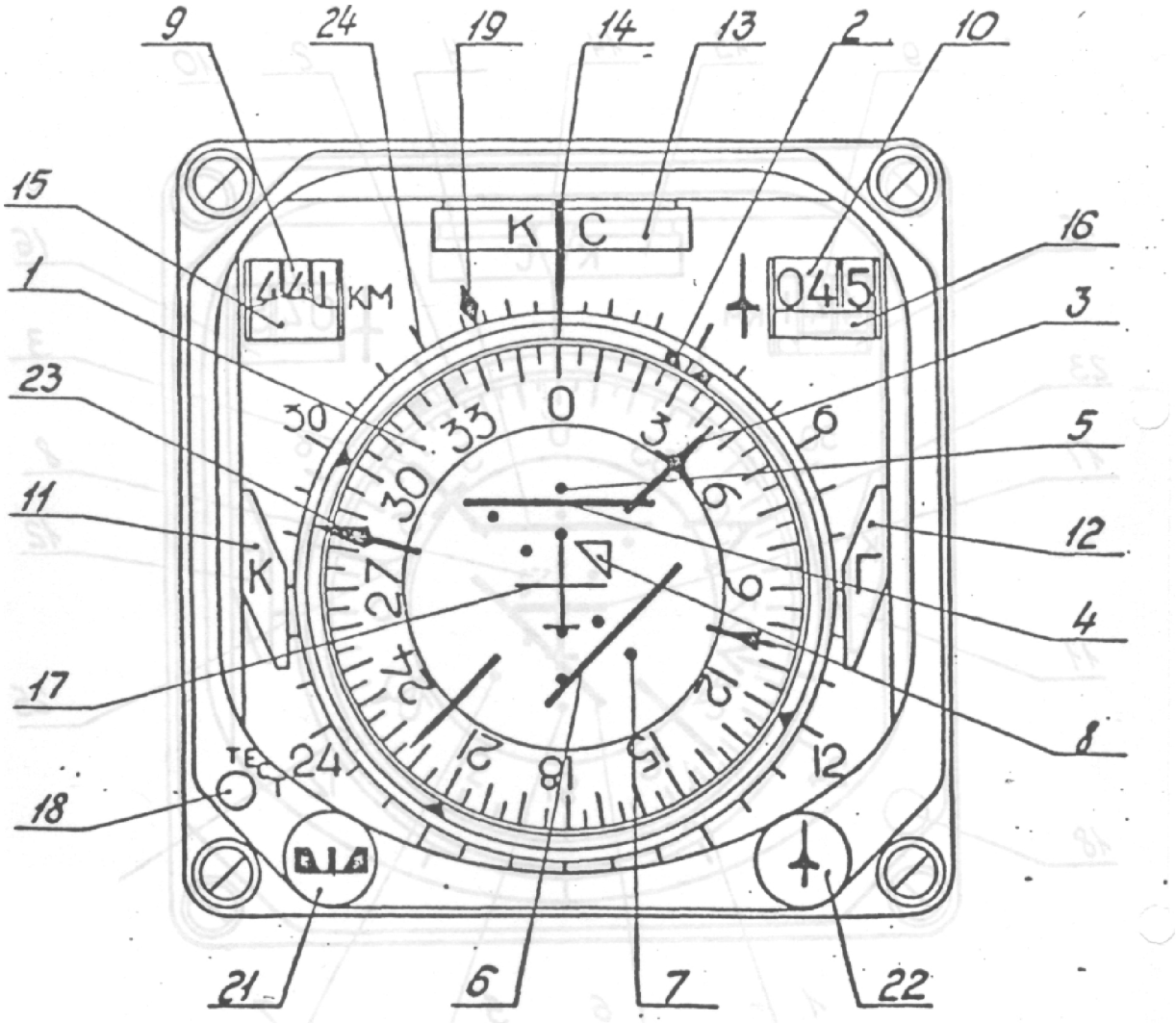


Рисунок 5.7 - Прибор навигационный плановый ПНП-72. Лицевая часть

Обозначения: *1* - шкала текущего курса; *2* - индекс заданного курса; *3* - стрелка заданного путевого угла; *4* - стрелка отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка; *5* - шкала указателя отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка; *6* - стрелка отклонения от заданной линии пути или отклонения от равносигнальной зоны курсового радиомаяка; *7* - шкала указателя отклонения от заданной линии пути или отклонения от равносигнальной зоны курсового радиомаяка; *8* - указатель направления полета *«НА»* или *«ОТ»* радиостанции; *9* - счетчик дальности; *10* - счетчик заданного путевого угла или заданного азимута; *11* - флажок бленкера отказа курсового радиоприемника; *12* - флажок бленкера отказа глиссадного радиоприемника; *13* - флажок бленкера отказа датчика и указателя текущего курса; 14 - индекс отсчета текущего курса; 15- шторка бленкера нерабочего состояния счетчика дальности; *16* - шторка бленкера

нерабочего состояния счетчика *ЗПУ; 17* - неподвижный силуэт самолета; *18* - кнопка тест-контроля; *19* - индекс угла сноса; *21* - кремальера заданного путевого угла; *22* - стрелка текущего азимута A_1 и курсового угла радиостанции $КУР_1$; *23* - совмещенная шкала угла сноса и курсовых углов.

Указатель текущего курса представляет собой следящую систему с использованием двигателя-генератора *ДГМ-0.25Д* и приемника *СКТ-220.* Двигатель через редуктор вращает ротор приемника, шкалу текущего курса, ротор контрольного *СКТ-212* и входные колеса дифференциалов.

Узел дальности представляет собой следящую систему с использованием двигателя генератора *ДГМ-0,25Д* и *СКТ-220.* Вращение от двигателя передается через зубчатые колеса на приемник и счетчик дальности.

Указатели заданного курса, заданного путевого угла, азимута текущего *1* ($КУР_1$), азимута текущего *2* ($КУР_2$) выполнены одинаковыми узлами следящих систем. Двигатели через редуктор вращают оси дифференциалов и приемники СКТ заданного курса, заданного путевого угла, азимута текущего *1* ($КУР_1$), азимута текущего *2* ($КУР_2$). С выходных осей дифференциалов вращение через зубчатые колеса передается на соответствующие стрелки прибора.

Указатели отклонения от равносигнальной зоны курсоглиссадного маяка выполнены в виде самостоятельных узлов, имеющих одинаковое конструктивное исполнение и представляющих собой магнитоэлектрические указатели с внутри-рамочным магнитом. Принцип действия магнитоэлектрического указателя основан на взаимодействии магнитного потока, создаваемого постоянным магнитом, с магнитным потоком, создаваемым током, протекающим в подвижных рамках, охватывающих магнит. При взаимодействии этих потоков создается вращающий момент, пропорциональный току, протекающему в рамках.

Указатели отказов канала текущего курса, датчиков отклонения от курсовой и глиссадной зоны и указатель полета *«НА»* или *«ОТ»* радиостанции выполнены в виде магнитоэлектрических бленкеров. Бленкер представляет прибор магнитоэлектрической системы с внутрирамочным магнитом. Постоянный магнит бленкера имеет форму цилиндра, причем его ось намагничивания совпадает с положением рамки в рабочем состоянии.

Указатели нерабочего состояния счетчиков ЗПУ и дальности представляют собой электромагнитные бленкера втяжного типа. Возвратно-поступательное движение якоря передается через кулисную передачу и преобразуется во вращательное движение шторок счетчиков дальности и заданного путевого угла.

Прибор имеет встроенный тест-контроль всех следящих систем прибора, при нажатии копки *«ТЕСТ»* на лицевой части прибора, замыкаются контакты, через которые *+27 В* поступает на обмотки реле, они срабатывают и через свои контакты подают сигналы с косинусных обмоток роторов приемников на входы усилителей, затем усиленные сигналы подаются на двигатели. Двигатели отрабатывают до тех пор, пока эти сигналы не скомпенсируются сигналами, поступающими на входы усилителей с синусных роторов приемников. При этом указатели прибора отклоняются и от исходного положения на

определенные углы. После отпускания кнопки тест-контроля указатели прибора возвращаются в исходное положение.

Внешний вид прибора навигационного планового представлен на рисунке 5.8

Рисунок 5.8 - Прибор навигационный плановый ПНП-72. Внешний вид

5.3 Указатель воздушной скорости.

Принцип работы измерителей истинной воздушной скорости рассмотрен в разделе 2.4. Указатели воздушной скорости и их лицевые панели имеют различное исполнение, некоторые из которых представлены на рисунке 5.9. При движении самолета в атмосфере встречный поток воздуха создает скоростной напор в приемниках и системе полного давления. Воздушная скорость измеряется путем сравнения скоростного (полного) напора со статическим давлением. Под действием разности полного и статического давлений прогибается упругая мембрана, с которой связана стрелка, показывающая по шкале воздушную скорость *в км/час*. Указатель воздушной скорости показывает также эволютивную скорость, число Маха и максимальную эксплуатационную скорость. На центральной панели расположен резервный указатель воздушной скорости.

а) б) в)

Рисунок 5.9 – Метрические указатели воздушных скоростей - а), б), приборной скорости и числа М - в) различных диапазонов

5.4. Вариометр

Вариометр необходим для поддержания постоянной скорости подъема или снижения. Как и высотомер, вариометр представляет собой, в сущности, барометр. Он указывает скорость изменения высоты, измеряя статическое давление. Имеются также электронные вариометры. Вертикальная скорость указывается в метрах в минуту (рисунок 5.10).

а) б)

Рисунок 5.10 - Указатели скорости набора высоты (вариометры) а) - ВС-20А, б) - ВС10-1В

5.5 Высотомер

Высотомер определяет высоту над уровнем моря по зависимости атмосферного давления от высоты. Это, в сущности, барометр, проградуированный не в единицах давления, а в метрах или/и в футах. Данные высотомера могут представляться разными способами - с помощью стрелок, комбинаций счетчиков, барабанов и стрелок, посредством электронных приборов, получающих сигналы датчиков давления воздуха (рисунок 5.11).

а) б)

Рисунок 5.11 - Метрические и футовые высотомеры различного диаметра и диапазона а) – барометрические, б) – радиотехнические

Для определения высоты используют также *GPS* приёмники, получившие в современном мире большое распространение. По причине своей универсальности, относительной дешевизны и практической доступности такие приборы находят все большую сферу применения — как в технике, так и в быту. Принцип действия основан на одновременном измерении расстояния до нескольких вещающих спутников, находящихся на известных и специально корректируемых орбитах. На основании математических вычислений прибор определяет точку в пространстве — координаты φ, λ — широту и долготу места на модели поверхности Земли, а также высоту H относительно среднего уровня моря модели. С точки зрения истинности отображения координат имеет преимущество как перед барометрическими, так и перед радиотехническими высотомерами, так как не зависит ни от атмосферного давления, ни от измерения расстояния до физического рельефа местности.

Точность измерений при необходимости может достигать порядка нескольких сантиметров, однако на практике такие измерения доступны по специальному соглашению с владельцем Сети, с применением дорогостоящего оборудования, и по этой причине в быту не применяются. Точность измерения бытовых приборов *GPS* — порядка *10 метров*, что вполне достаточно для большинства задач ориентирования.

Существует также гамма-лучевой высотомер, в конструкции которого используется источник гамма-излучения, но в авиации он не нашел широкого применения из-за радиационной опасности. Приёмник фиксирует обратное фотонное излучение, отражённое от объектов подстилающей поверхности. Такие высотомеры обладают высокой точностью, устойчивы к воздействию различного рода помех, влияющих на точность измерений. Гамма-лучевые высотомеры используются на малых высотах. Основное применение — системы мягкой посадки космических кораблей. В частности, в космическом каррабле «Союз» гамма-лучевой высотомер установлен у днища спускаемого аппарата, и место его установки маркировано знаком радиационной опасности.

5.6 Компоновка индикаторов на приборных досках летчиков

5.6.1 Общие требования

В соответствии с требованиями ГОСТ 19186-81, в состав средств отображения информации, устанавливаемых на приборных досках летчиков, должны входить следующие индикаторы и сигнализаторы, используемые летчиками в полете:

- пилотажно-навигационные индикаторы, индикаторы контроля работы силовой установки, индикаторы контроля положения элементов самолета, индикаторы контроля работы самолетных систем, светосигнальные устройства.

В состав средств управления, устанавливаемых на козырьке и приборных досках летчиков, могут входить пульты и органы управления пилотажно-навигационного комплекса, шасси и др.

Средства отображения информации должны быть объединены на приборных досках летчиков в отдельные компактные группы, каждая из которых должна быть образована по

одному из следующих признаков: значимости, функциональному назначению, времени использования.

В группу основных пилотажно-навигационных индикаторов должны входить индикаторы, которые выдают (наряду с другой пилотажно-навигационной информацией) информацию о следующих основных параметрах: положении самолета в пространстве, направлении полета, приборной скорости, барометрической высоте полета, вертикальной скорости.

В группу индикаторов основных параметров силовой установки должны входить индикаторы, используемые для контроля выхода двигателей на заданные режимы, а также индикатор суммарного запаса топлива на самолете с отдельным рабочим местом бортинженера или индикаторы запаса топлива в расходных баках на самолетах без бортинженера.

В группы средств контроля положения элементов самолета должны входить индикаторы положения взлетно-посадочных устройств механизации крыла, поверхностей управления самолета и угла стреловидности крыла, а также сигнализатор положения шасси.

Индикаторы параметров самолетных систем следует группировать по функциональной принадлежности.

Расположение зон для размещения средств отображения информации и средств управления на приборных досках летчиков представлено на рисунке 5.12.

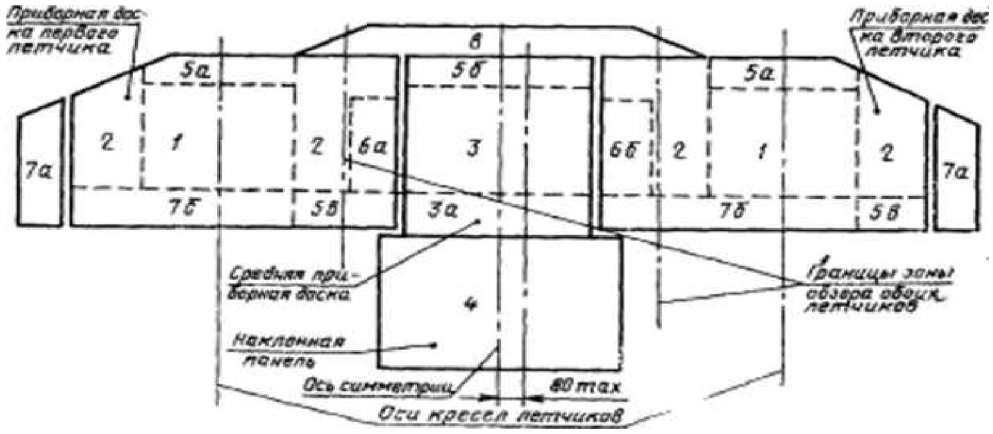


Рисунок 5.12 - Расположение зон для размещения средств отображения информации и средств управления на приборных досках

Обозначения: *1* – зона размещения основных пилотажно-навигационных индикаторов;

2 – зона размещения пилотажно-навигационных индикаторов не входящих в группу основных;

3 - зона размещения индикаторов основных параметров силовой установки и светосигнальных устройств контроля работы двигателей;

3а - размещения индикаторов вспомогательных параметров двигателей;

4 – зона размещения средств индикации навигационного комплекса;

5а, 5б, 5в - участки зоны размещения соответственно аварийных, предупреждающих и уведомляющих сигнализаторов;

6а, 6б - участки зоны размещения средств контроля положения элементов самолета;

7а, 7б - участки зоны размещения индикаторов самолетных систем;

8 – зона размещения средств управления пилотажно-навигационного комплекса.

Границы зон на рисунке 5.12 показаны условно и могут быть изменены в зависимости от габаритов и числа индикаторов, входящих в группы, а также местоположения зоны затенения штурвалом. Допускается увеличивать или уменьшать площади зон в процессе компоновки. При этом границы зон могут не совпадать с конструктивными границами приборных досок. Взаимное расположение зон должно быть неизменным.

Группа основных пилотажно-навигационных индикаторов на приборных досках летчиков должна занимать верхнюю центральную часть приборной доски, не затеняемую штурвалом, и располагаться в зоне *1* (рисунок 5.12). Эта группа индикаторов должна быть выделена на приборных досках первого и второго летчиков сплошной линией шириной *3* мм, выполненной неяркими красками (например, матовой белой).

Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов внутри группы в зоне *1* должно соответствовать рисунку 5.13.

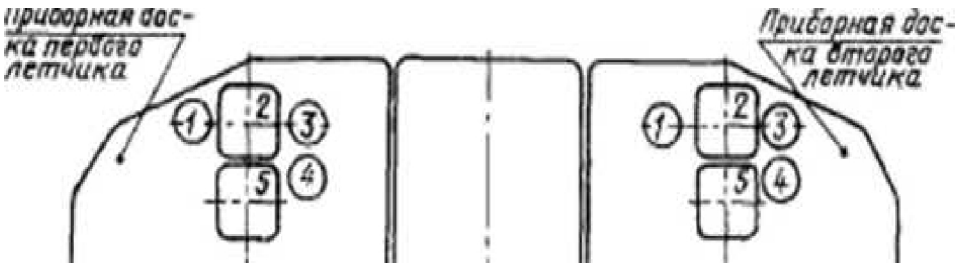


Рисунок 5.13 - Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов внутри группы

Обозначения: *1* - индикатор приборной скорости; *2* – основной пилотажный индикатор; *3* – индикатор вертикальной скорости; *4* - основной высотомер; *5* - основной навигационный индикатор.

Остальные индикаторы и светосигнальные устройства также устанавливаются по требованиям ГОСТ 19186-81 с учетом конструктивных особенностей кабины самолета, колонок штурвала и видов индикаторов.

5.6.2 Виды компоновок индикаторов на приборных досках российских и зарубежных самолетах

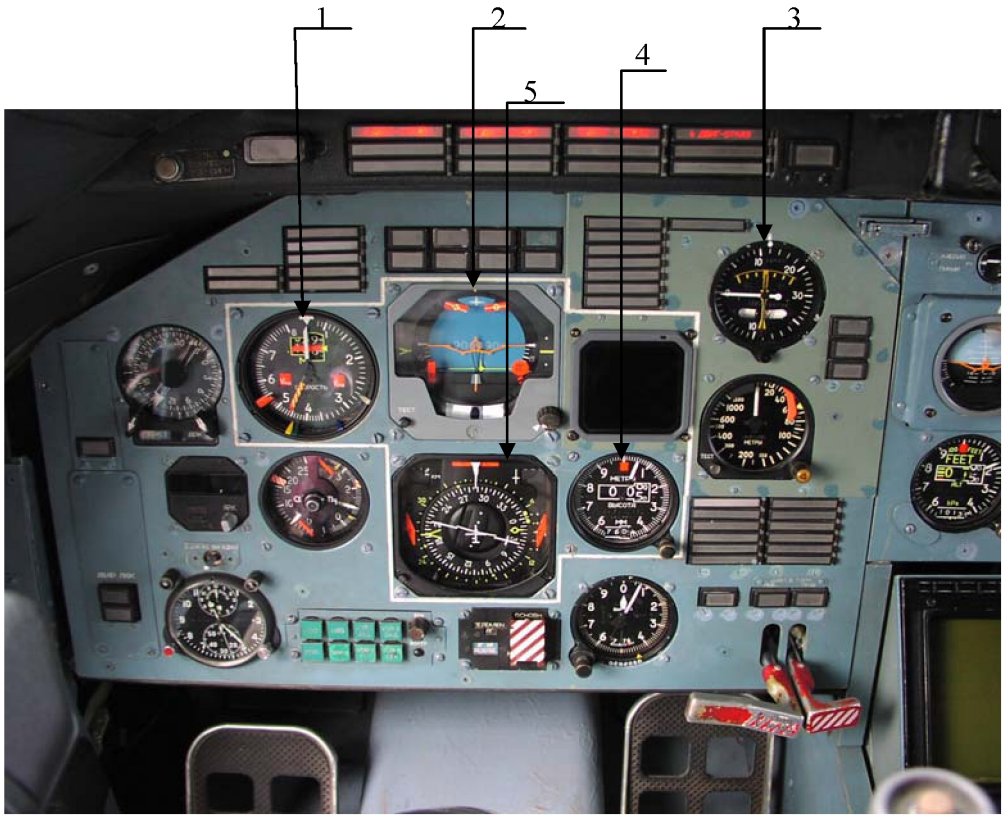


Рисунок 5.14 - Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов на приборной доске левого летчика самолета Ан-124

Обозначения: *1* - индикатор приборной скорости; *2* – основной пилотажный индикатор; *3* – индикатор вертикальной скорости; *4* - основной высотомер; *5* - основной навигационный индикатор.

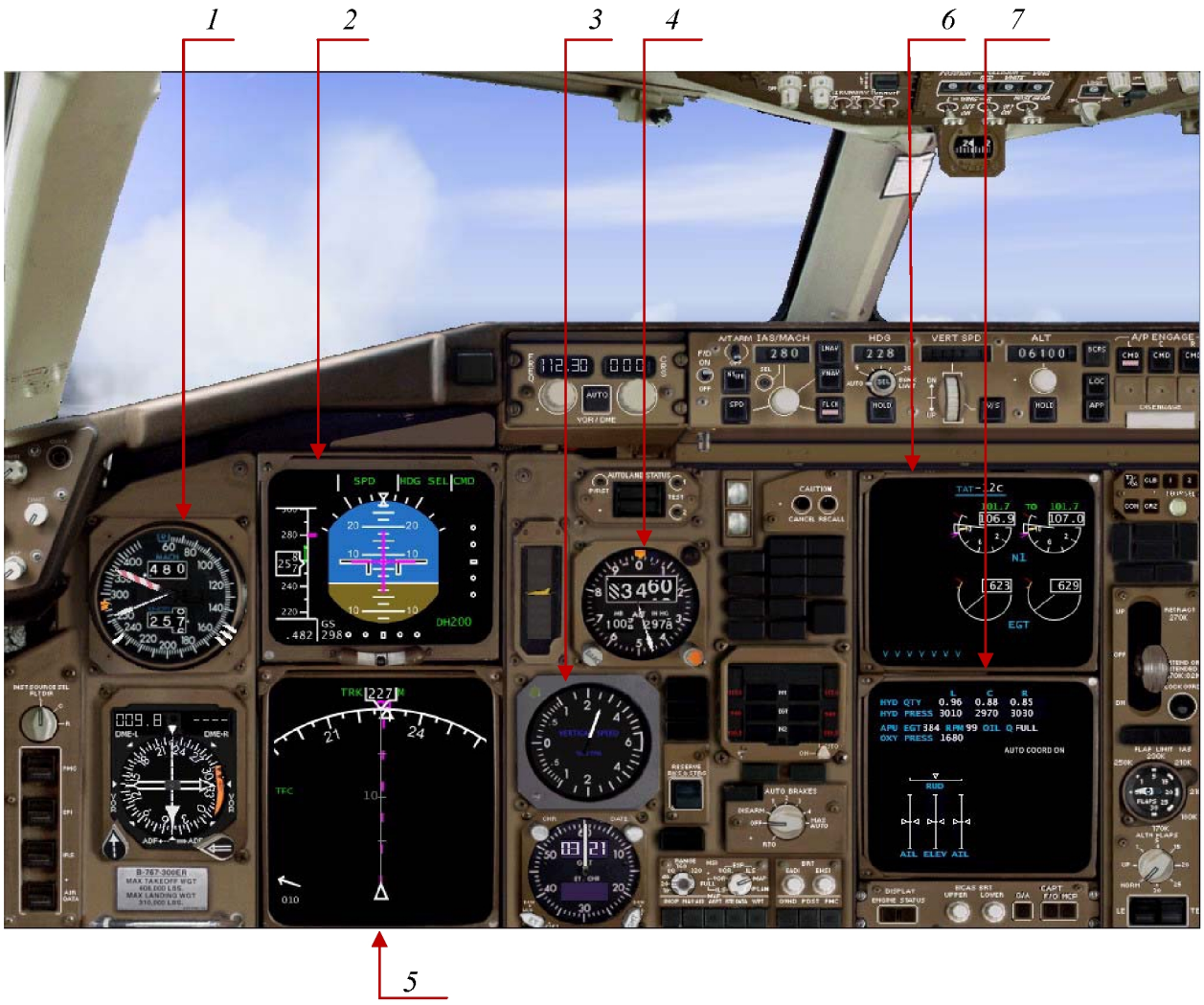


Рисунок 5.15 – Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов на приборной доске первого летчика и индикаторов основных параметров силовой установки на средней приборной доске самолета Боинг 767

Обозначения: *1* - индикатор приборной скорости и числа М; *2* - основной пилотажный индикатор; *3* - индикатор вертикальной скорости; *4* - основной высотомер; *5* - основной навигационный индикатор; *6, 7* – индикаторы параметров работы силовых установок.

Индикаторы работы авиадвигателей сгруппированы в центре приборной доски. С их помощью пилот контролирует работу двигателей, а также (в режиме ручного управления полетом) изменяет их рабочие параметры.

Рисунок 5.16 – Расположение индикаторов, элементов сигнализации и управления в кабине самолета Боинга 777-240/LR

Фирма «Боинг» приняла решение о горизонтальном размещении приборных панелей в пилотской кабине «Боинг-777» (также они смонтированы на "Боинге-747-400"). Основная информация о полете, навигации и работе двигателей отображается на шести приборных панелях. Используются два вида дисплеев - с обычными электронно-лучевыми трубками и работающие на жидких кристаллах. Последние вдвое тоньше дисплеев с катодными трубками, они более долговечны и надежны. Пилотов удовлетворяет еще и то, что показания таких дисплеев отчетливо различимы и при попадании на них солнечного света. На приборной доске "Боинга-777", в ее центральной части, установлены три многоцелевые контрольные панели с дисплеями. На них отображается вся информация о полете самолета, поступающая от интегрированной системы контроля. Впервые здесь нашли применение цветные дисплеи. Они облегчают восприятие пилотами всего комплекса приходящей к ним информации: об общем состоянии самолета, необходимости проведения на нем ремонтных операций, функционировании систем управления и связи, тяге двигателей.

Рисунок 5.17 – Расположение индикаторов, элементов сигнализации и управления в кабине самолета Ту-204СМ

Аналогично, как в кабине «Боинг-777», выполнена компоновка и расположение индикаторов, элементов сигнализации и управления в кабине самолета Ту-204СМ и основная информация о полете, навигации и работе двигателей также отображается на шести приборных панелях.

СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Прилепский, Василий Андреевич. Авиационные приборы и информационно-измерительные системы : [учеб. пособие] / В. А. Прилепский ; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Самара : Изд-во СГАУ. - 2007. - (Приоритетные национальные проекты "Образование")

Кн. 1. - 2007. - 230 с. - (Приоритетные национальные проекты "Образование")

2. Прилепский, Василий Андреевич. Авиационные приборы и информационно-измерительные системы [Электронный ресурс] : [учеб. пособие] / В. А. Прилепский ; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Самара : Изд-во СГАУ. - 2007. - (Приоритетные национальные проекты "Образование")

Кн. 1. - 2007 on-line. - (Приоритетные национальные проекты "Образование")

Аннотация: Используемые программы: Adobe Acrobat

Труды сотрудников СГАУ (электрон. версия).

3. Прилепский, Василий Андреевич. Информационный комплекс высотно-скоростных параметров летательных аппаратов [Электронный ресурс] : интерактив. лаб. практикум : реализация в среде КАДИС, интернет-версия О. П. Чегодаевой / В. А. Прилепский, И. В. Прилепский, В. Н. Коптев ; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева, Нац. исслед. ун-т. - Электрон. текстовые дан. - Самара, 2009. - 1 эл. опт. диск (CD-RW). - (Программа развития государственного образовательного учреждения высшего профессионального образования "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева" на 2009-2018 годы).

4. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы: Учеб. для вузов / Под ред. В. Г. Воробьева. - М.: Транспорт, 1992. - 399с.

5. Воробьев В. Г., Зыль В. П., Кузнецов С. В. Комплексы цифрового пилотажно-навигационного оборудования. Часть 1,2. М., МГТУГА, 1998.

6. Боднер В. А. Приборы первичной информации. - М.: Машиностроение, 1981.-344с.

7. ГОСТ 19186-81. Доски приборные кабин самолетов с двумя летчиками, введен с 01.07. 1981г.

8. Техническое описание самолета Ан-140.

2 ПРАКТИЧЕСКИЕ ЗАНЯТИЯ

1.Практическое занятие №1 “Изучение принципов работы, методов измерения и устройства указателей воздушных скоростей”

Состав и требования к пилотажно-навигационным приборам

В эту группу входят все приборы и датчики и автоматические устройства, которые необходимы для пилотирования самолета и решения навигационных задач. К таким приборам относят, например, указатели горизонтальной и вертикальной скорости, измеритель высоты, числа М, навигационные вычислители, компасы, авиагоризонты и др. Несколько обособленное положение в этой группе занимают автопилоты. Приборы контроля работы двигателей. К этой группе относят приборы и устройства, контролирующие различные параметры работы двигателей, например, указатели числа оборотов вала двигателя, измеритель крутящего момента, указатели расхода топлива, указатели количества топлива и т. д. Состав этих приборов и устройств полностью определяется количеством и типом двигателей, устанавливаемых на самолете. Вспомогательная группа приборов предназначена для обслуживания различных агрегатов, установленных на борту. К ним относят амперметры, вольтметры, приборы контроля системы кондиционирования воздуха, работы механизации крыла, шасси, различные регистрирующие приборы и т. д.

По принципу действия приборы и датчики классифицируют на мембранно-анероидные, гироскопические, электрические.

По способу представления информации приборы бывают со стрелочной и цифровой индикацией, с изобразительной индикацией, а также могут иметь световую и акустическую сигнализацию. На самолете приборы работают в условиях, резко отличающихся от обычных, земных, поэтому предъявляются особые требования к их конструкции и эксплуатации.

Рассмотрим основные факотры, характеризующие условия эксплуатации авиационных приборов.

Температура. Для авиационных приборов, используемых на больших и малых высотах полета и в различных климатических условиях, рабочий диапазон температур составляет от -60 до +50 С. Только отдельные приборы, устанавливаемые в непосредственной близости от двигателей, рассчитаны на работу в диапазоне — -60 +100° С. Такой большой рабочий диапазон колебаний температуры приводит к ошибкам приборов, вызываемым изменением электрических параметров, механических характеристик деталей и т. д. В связи с этим в приборах широко используют различного рода температурные компенсаторы, стабилизаторы, системы охлаждения и обогрева.

Влажность среды, в которой находится прибор, влияет на электрическое сопротивление изоляционных материалов, коррозионную стойкость металлов, поэтому при конструировании приборов приходится это учитывать.

Предельное количество водяных паров в теплом воздухе значительно больше, чем в холодном, поэтому при подъеме на высоту, где температура всегда ниже, чем у земли, в

необогреваемых и герметизированных отсеках самолета может выпасть осадок в виде росы, инея, снега, который, попадая на приборы, влияет на их работу.

Обычно авиационные приборы рассчитывают на работу при относительной влажности, близкой к 100% и температуре 20° С.

Плотность воздуха. С подъемом на высоту плотность воздуха уменьшается. Это влияет на теплообменные процессы в приборах и на изоляционные свойства воздуха. Поэтому все авиационные приборы имеют допустимую «высотность», т. е. высоту, до которой они сохраняют свои точностные характеристики. Применение герметичных приборов с заполнением их внутреннего объема инертным газом позволяет значительно нейтрализовать влияние влажности и уменьшить влияние плотности воздуха.

Механические воздействия. В полете приборы подвергаются действию ускорений, которые возникают как при изменении скорости движения самолета, так и при совершении им различных эволюции.

Действие ускорения на приборы оценивается величиной перегрузки n, т. е. отношением ускорения a к ускорению силы тяжести g в относительных единицах:

$n=a/g$.

Для транспортных самолетов n = 1,5-2.

Кроме того, приборы испытывают и вибрационные перегрузки, т. е. перегрузки от вибрации основания, на котором крепятся. Если частота вибрации основания совпадает с частотой собственных колебаний механизмов прибора, то может наступить резонанс, при котором значительно возрастает амплитуда колебаний прибора, и он может выйти из строя. Вибрация основания оценивается величиной вибрационной перегрузки.

На самолете много источников вибрации, амплитуды и частоты которых могут быть различными.

Приборные доски (панели, на которых крепятся приборы) устанавливают на амортизаторы, которые гасят колебания и уменьшают влияние вибрации. Приборы, устанавливаемые на приборных досках, рассчитаны на вибрационную перегрузку, равную 1,5-2 единицам. Обособленно расположенные приборы, как правило, имеют индивидуальные амортизаторы.

Здесь рассмотрены основные условия эксплуатации авиационных приборов. В основном документе, сопровождающем прибор, — техническом паспорте, указываются диапазон температур, влажности, величины механических воздействий, при которых данный прибор будет работать нормально.

Эксплуатация прибора возможна только при указанных в паспорте условиях.

Устройства и применение указателей воздушной скорости

Аэродинамический метод измерения воздушной скорости

Воздушной скоростью полета называется скорость перемещения самолета относительно воздушной среды. При этом различают истинную воздушную скорость и приборную скорость. Истинная воздушная скорость используется экипажем в целях самолетовождения, а приборная скорость используется летчиком для пилотирования

самолета. Показания указателя воздушной скорости принято называть приборной скоростью.

В самолетовождении считают, что вектор воздушной скорости совпадает с продольной осью самолета и лежит в горизонтальной плоскости. Такое допущение существенно не влияет на точность решения навигационных задач. Приборы, предназначенные для измерения воздушной скорости полета, называются указателями скорости. Наиболее распространенным методом измерения воздушной скорости полета является аэродинамический, основанный на замере давления встречного потока воздуха - скоростного напора. Величина скоростного напора определяется скоростью движения тела и плотностью воздуха: $q = \rho_н \frac{V^2}{2}$,

где q - скоростной напор;

$r_н$ - массовая плотность воздуха;

V -воздушная скорость.

Отсюда воздушная скорость $V = \sqrt{\frac{2q}{\rho_н}}$.

Выразим массовую плотность $r_н$ через значения статического давления воздуха $P_н=P_{ст}$, абсолютной температуры воздуха на высоте полета $T_н$, газовой постоянной R и ускорения силы тяжести g: $\rho_н = \frac{P_н}{gRT_н}$.

Тогда

$$V \approx \sqrt{\frac{2q}{P_{ст}} gRT_н}.$$

Таким образом, при малых скоростях полета для определения истинной воздушной скорости необходимо измерять динамическое давление, статическое давление и температуру воздуха на высоте полета. При переходе к истинным скоростям, превышающим 400 км/ч, необходимо учитывать сжимаемость воздуха. Поэтому тарировка современных указателей скорости производится по более сложным формулам.

Приемники воздушных давлений

Указатели скорости посредством трубопроводов соединяются с приемниками воздушного давления ПВД. В настоящее время применяются два типа ПВД: с совмещенными и с раздельными системами замера давлений.

Совмещенный приемник воздушных давлений (рисунок 1) состоит из двух камер: динамической и статической. Динамическая камера состоит из собственно камеры / и латунной динамической трубки 2, имеющей в своей приемной части впаянное донышко 3 с боковым пазом для поступления воздуха. Донышко динамической трубки предохраняет ее от засорения. Динамическая трубка проходит вдоль всего приемника и заканчивается штуцером 4.

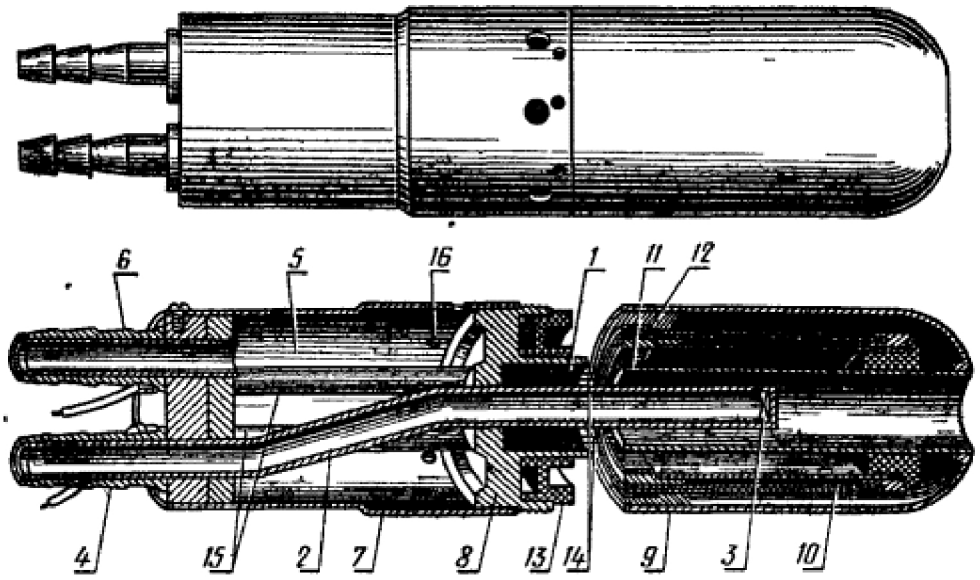


Рисунок 1 - Приемник воздушных давлений.

Обозначения: 1 - динамическая камера, 2 - динамическая трубка; 3 - донышко; 4 - штуцер динамический, 5 - статическая камера, 6 - штуцер статический, 7 - кожух, 8 - втулка, 9 - наконечник, 10 - элемент обогрева, 11, 12 - контактные кольца, 13 - изоляционная втулка, 14 - электропровода, 15 - латунные трубки, 16 – отверстия.

Статическая камера 5 отделена от динамической камеры перегородкой и имеет восемь расположенных, по окружности отверстий 16, посредством которых она сообщается с атмосферой. Штуцер 6 служит для соединения статической камеры со статическим штуцером корпуса указателя скорости. В кожухе 7 и во втулке 8 имеются три отверстия для отвода влаги из динамической камеры 1. Кожух и его наконечник 9, навинчивающийся на втулку 8, снаружи покрыты никелем.

Приемник снабжен электрообогревателем, предохраняющим его от обледенения. Электрообогреватель состоит из элемента обогрева 10, двух контактных колец 11 и 12, вставленных в изоляционную втулку 13, и двух электропроводов 14, расположенных в латунных трубках 15.

Второй тип приемника имеет раздельные системы замера полного и статического давления. Статическое давление подается через отверстие в борту фюзеляжа.

Устройство указателей воздушной скорости

В настоящее время применяются указатели скорости двух типов: указатели приборной скорости УС и комбинированные указатели скорости КУС. Первые устанавливаются на самолетах, вертолетах и планерах с небольшой скоростью полета, вторые - на скоростных самолетах.

Общий вид указателя приборной скорости УС-350 изображен на рисунке 2, а схема его механизма - на рисунке 3.

Рисунок 2 - Общий вид указателя приборной скорости УС-350

Чувствительным элементом указателя является манометрическая коробка 1. Она представляет собой две гофрированные мембраны, изготовленные из фосфористой бронзы и спаянные между собой по краям.

К нижней стороне манометрической коробки припаян жесткий центр 2. Жесткий центр служит для крепления коробки к основанию механизма и для присоединения трубопровода 3, по которому поступает полное давление воздуха во внутреннюю полость чувствительного элемента. Второй конец трубопровода 3 припаян к штуцеру 4, укрепленному на задней стенке корпуса прибора. Штуцер 4 называется динамическим и обозначается буквами «$Д_н$». К нему присоединяется трубопровод, идущий от штуцера динамической трубки приемника воздушных давлений.

К верхнему жесткому центру коробки припаяна стойка 5, к которой шарнирно прикреплена тяга 6 передаточного механизма. Второй конец тяги шарнирно соединен с рычагом 7 валика сектора. С противоположной стороны валика укреплен противовес 9, предназначенный для статической балансировки механизма. На оси валика 8 укреплен сектор 10, сцепленный с трибкой 11. Ось трибки находится в центре прибора, и на нее насажена стрелка. На оси трибки укреплена спиральная пружина 12, служащая для устранения люфтов и затираний в механизме. Механизм прибора не имеет температурной компенсации, так как температурная погрешность прибора практического значения не имеет.

Шкала прибора оттарирована в диапазоне скоростей от 50 до 350 км/ч. Цена деления 10 км/ч; деления оцифрованы через каждые 50 км/ч.

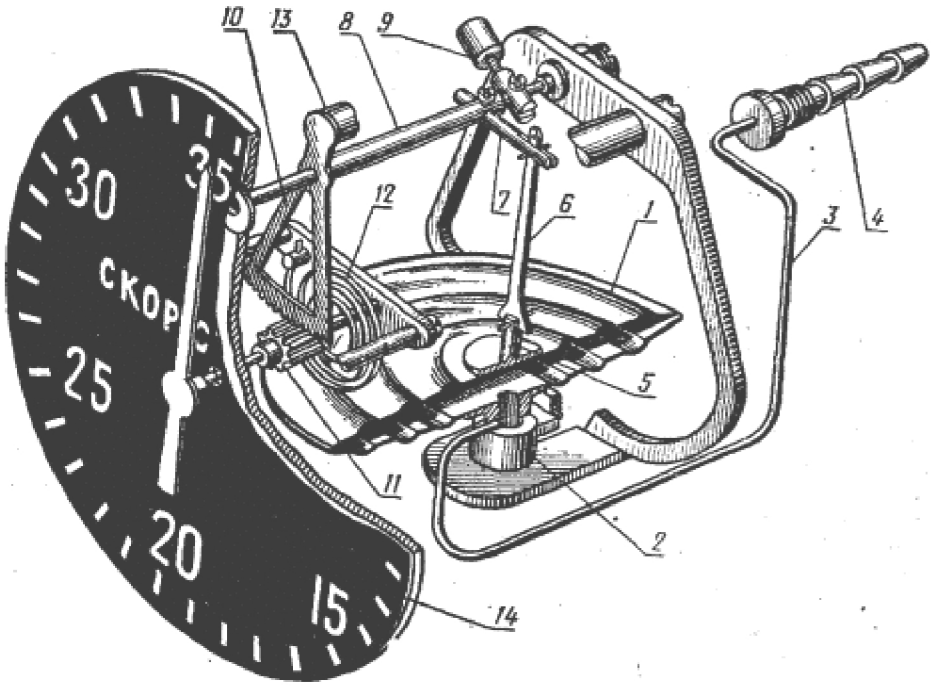


Рисунок 3 - Схема механизма указателя приборной скорости типа УС-350

Обозначения: 1 - манометрическая коробка; 2 - жесткий центр; 3 - трубопровод; 4 - штуцер; 5 - стойка; 6 - тяга; 7 - рычаг; 8 - валик сектора; 9 - противовес; 10 - сектор; 11- трибка; 12 - спиральная пружина; 13 - противовес сектора; 14 - шкала.

Корпус прибора герметичный, изготовлен из алюминиевого сплава или пластмассы. С лицевой стороны корпус закрыт стеклом. На задней стенке имеется статический штуцер, обозначенный буквами «Ст». К нему присоединяется трубопровод, идущий от штуцера статической камеры приемника воздушного давления.

Комбинированные указатели скорости КУС-1200 и КУС-730/1100

Комбинированный указатель скорости. В нем совмещены два прибора — указатель индикаторной скорости и указатель истинной воздушной скорости с неполной температурной компенсацией. Прибор имеет единую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) показывает индикаторную скорость, а другая (узкая) — истинную воздушную скорость. Кинематическая схема такого прибора представлена на рисунке 4.

В герметичном корпусе прибора размещены манометрический блок 8 и анероидный блок 17. Манометрический блок является общим чувствительным элементом указателей индикаторной и истинной воздушной скорости. Он воспринимает динамический напор Ар, под действием которого происходит перемещение его нижнего жесткого центра. Это перемещение передается через тягу 9 на кривошип 10, который поворачивается вместе с осью 7. От оси 7 вращение передается одновременно зубчатому сектору 11 и ведущему кривошипу 5. Зубчатый сектор 11 поворачивает трибку 13, на оси которой укреплена стрелка 1 указателя индикаторной скорости, а кривошип 5 через тягу 6 и серьгу 14 поворачивает изогнутый кривошип 15, связанный с осью 16. Поворот оси 16 вызывает движение зубчатого сектора 19, который вращает трибку 4, на полой оси которой

укреплена стрелка 2 указателя истинной воздушной скорости. Внутри полой оси трибки 4 проходит ось трибки 13.

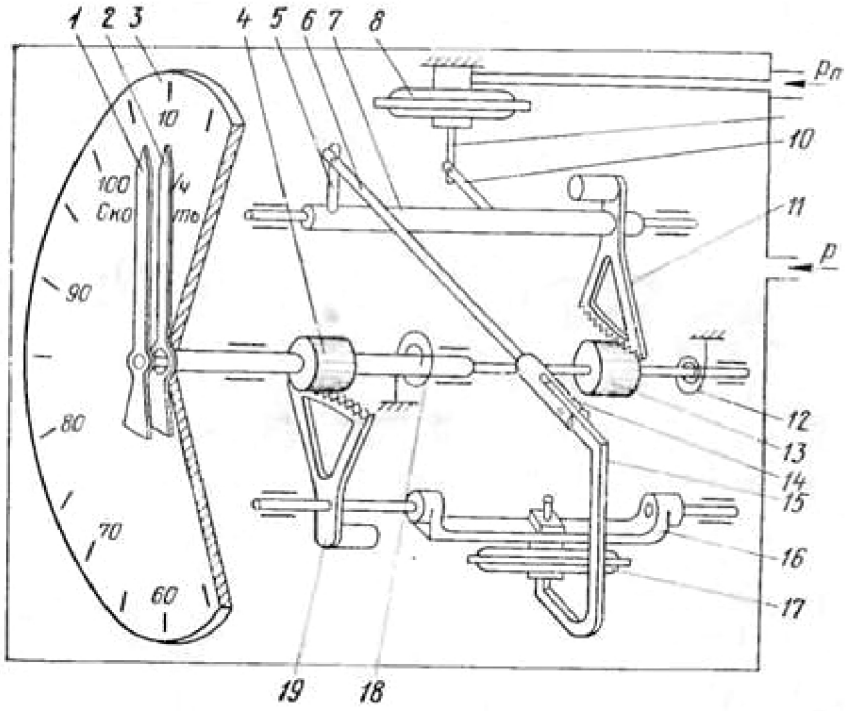


Рисунок 4 - Кинематическая схема комбинированного указателя скорости с подвижным блоком анероидных коробок:

1—стрелка указателя индикаторной скорости; 2—стрелка указателя истинной воздушной скорости; 3—шкала; 4, 13—трибки; 5, 10—кривошипы; 6—тяга; 7, 16—оси; 8—манометрическая коробка; 11, 19—зубчатые секторы; 12, 18—пружины; 14—серьга; 15—изогнутый кривошип; 17—блок анероидных коробок.

При полете на малой высоте индикаторная и истинная воздушная скорости совпадают. Поэтому обе стрелки движутся по шкале 3 вместе. С подъемом на высоту истинная воздушная скорость превышает индикаторную и стрелки расходятся.

На самолетах гражданской авиации широкое применение получили комбинированные указатели скорости КУС-1200 и КУС-730/1100.

Указатель скорости КУС-1200 выполнен по схеме с подвижным блоком анероидных коробок. Он имеет общую шкалу и две стрелки, одна из которых (широкая) служит для отсчета индикаторной (приборной) скорости от 150 до 1200 км/ч, а другая (узкая) —для отсчета истинной воздушной скорости от 400 до 1200 км/ч.

Указатель скорости КУС-730/1100 выполнен по схеме с неподвижным блоком анероидных коробок и имеет две шкалы: внутреннюю и внешнюю. По внешней шкале широкая стрелка показывает индикаторную скорость от 50 до 730 км/ч, а по внутренней шкале узкая стрелка показывает истинную воздушную скорость от 400 до 1100 км/ч.

2. Практическое занятие №2 "Расчет воздушных скоростей полета с учетом инструментальных, аэродинамических и методических погрешностей"

Ошибки указателей воздушной скорости

Инструментальные ошибки $\Delta V_{инстр}$ объясняются несовершенством изготовления механизма указателя скорости, износом деталей и изменением упругих свойств чувствительных элементов. Они определяются в лабораторных условиях. По результатам такой проверки составляются графики и таблицы инструментальных поправок, которыми пользуется экипаж в полете.

Аэродинамические ошибки ΔV_a указателей воздушной скорости обусловлены погрешностью измерения статического давления воздуха на высоте полета. Характер и величина этих ошибок зависят от типа самолета, места установки приемника воздушного давления и скорости полета. Ошибки ΔV_a определяются на заводе при выпуске самолета и заносятся в специальный график или таблицу поправок. На некоторых самолетах составляется таблица суммарных поправок, учитывающая инструментальные и аэродинамические ошибки.

Методические ошибки возникают в результате несоответствия условий, принятых в расчете приборов, фактическому состоянию атмосферы. Скоростной напор является функцией плотности воздуха р и воздушной скорости полета V. Следовательно, прибор будет давать точные показания только при одном значении массовой плотности воздуха, на которое он рассчитан. При тарировке шкалы указателя скорости массовая плотность воздуха берется равной 0,125 кг $с^2/м^4$ Такая плотность соответствует атмосферному давлению Р=760 мм рт. ст. и температуре воздуха t_o= +15° С. В действительности фактическая плотность воздуха очень редко совпадает с расчетной. При подъеме на высоту массовая плотность воздуха уменьшается, вследствие чего указатель скорости показывает скорость меньше истинной.

Ошибку указателя скорости ΔVм, возникающую от изменения плотности воздуха, определяют при помощи навигационной линейки по температуре наружного воздуха и высоте полета, от значения которых зависит плотность воздуха.

При скорости полета примерно 350 км/ч воздух впереди самолета сжимается, его плотность и, следовательно, скоростной напор увеличиваются. На малых высотах ошибка вследствие сжимаемости воздуха $\Delta V_{сж}$ незначительна, но с увеличением высоты и скорости полета она заметно возрастает. Поправка на изменение сжимаемости воздуха определяется с помощью графика (рисунок 5) или по специальной шкале навигационного расчетчика. При расчете истинной скорости эта поправка всегда вычитается, а при расчете приборной скорости - прибавляется.

Методические ошибки приводят к значительному расхождению приборной и истинной скорости, особенно при полетах на больших высотах и скоростях. На скоростных и высотных самолетах применяются двухстрелочные комбинированные указатели скорости (КУС), так как они имеют два чувствительных элемента: манометрическую коробку для замера скоростного напора и блок анероидных коробок для замера статического давления воздуха на высоте полета.

Однако КУС не имеет чувствительного элемента для замера фактической температуры воздуха на высоте полета. Температура в приборе учитывается по стандартной атмосфере при тарировке шкалы. Величина методической погрешности КУС зависит от величины отклонения температуры наружного воздуха на высоте полета от стандартной.

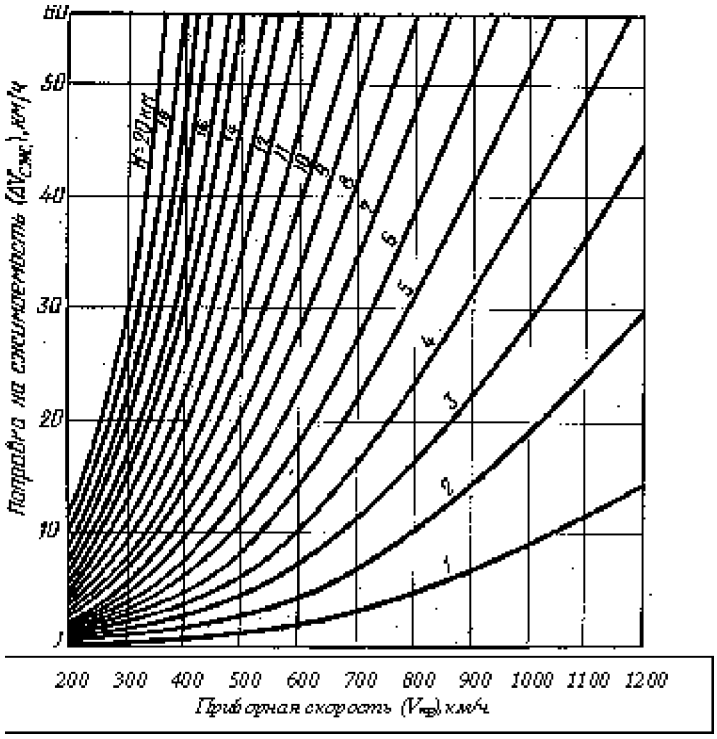


Рисунок 5 - График поправок на изменение сжимаемости воздуха.

Расчет истинной воздушной скорости по показанию однострелочного указателя скорости

Расчет производится по формуле: $V_{ист} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_{м}$

где $V_{пр}$ – приборная воздушная скорость;

$\Delta V_{инстр}$ – инструментальная поправка указателя воздушной скорости;

$\Delta V_{м}$ – методическая поправка указателя воздушной скорости на изменение плотности воздуха.

Пример. Показание указателя воздушной скорости 220 км/ч; высота полета 2700 м; температура воздуха на высота полета $t_{н} = -10°$ С; инструментальная поправка $\Delta V_{инстр} = +6$ км/ч. Определить истинную воздушную скорость.

Решение: 1. В показание воздушной скорости по прибору вносим инструментальную поправку со своим знаком: $V_{пр} + \Delta V_{инстр} = 220 + 6 = 226$ км/ч.

2. Затем на шкале линейки НЛ-10М (см. рисунок 6) «Температура на высоте для скорости» находим деление, равное температуре воздуха на высоте полета $t_{н} = -10°$, и устанавливаем его против высоты полета 2700 м на шкале «Высота по прибору (км)». После этого на шкале линейки «Высота и скорость по прибору» находим деление, соответствующее воздушной скорости по прибору с учетом

инструментальной поправки (226 км/ч), и против этого деления на шкале «Исправленные высота и скорость» определяем скорость $V_{ист}$ = 255 км/ч.

Задание. Определить истинную воздушную скорость по показаниям приборов с учетом инструментальной поправки по вариантам таблицы 1.

Таблица 1.

№ Варианта	$V_{пр}$ (км/ч) по указателю	H (м) высота полета	T (° C) темп. Воздуха	$\Delta V_{инстр}$ (км/ч)	$V_{ист}$ (км/ч) с учетом $\Delta V_{инстр}$
Пример	220	2700	- 10	+ 6	255
1	240	2900	- 15	+ 7	?
2	320	3600	- 5	- 5	?
3	400	5000	- 10	- 4	?
4	440	5800	- 25	+ 5	?
5	480	7600	- 30	- 6	?
6	520	8600	- 30	+ 4	?
7	540	9000	- 40	- 8	?
8	620	10400	- 50	- 2	?

Расчет приборной воздушной скорости для однострелочного указателя скорости

Приборная воздушная скорость рассчитывается по формуле: $V_{пр} = V_{ист} - \Delta V_{м} - \Delta V_{инстр}$.

Пример. Заданная истинная воздушная скорость 200 км/ч; высота полета 3000 м; температура воздуха на высоте полета $t_{н} = -20^{o}$ C; инструментальная поправка указателя скорости $\Delta V_{инстр} = +5$ км/ч. Определить показание указателя воздушной скорости для полета с заданной истинной воздушной скоростью.

Решение. 1. Учитываем по линейке НЛ-10М методическую поправку на изменение плотности воздуха. Для этого температуру воздуха на высоте полета, взятую по шкале 11 (см. рисунок 6), необходимо подвести против высоты полета по шкале 12. Затем против истинной воздушной скорости, взятой по шкале 14, прочитать по шкале 15 исправленную скорость, которая равна в данном случае 178 км/ч.

3. Учитываем инструментальную поправку и определяем $V_{пр}$.

$V_{пр} = V_{пр.\ испр} - \Delta V_{инстр} = 178 - (+5) = 173$ км/ч.

Задание. Определить показание указателя воздушной скорости для полета с заданной истинной воздушной скоростью по вариантам таблицы 2.

Таблица 2.

№ Варианта	$V_{ист}$ (км/ч)	H (м) высота	T (° C) темп.	$\Delta V_{инстр}$ (км/ч)	$V_{пр}$ (км/ч) с учетом

	заданная	полета	Воздуха		$\Delta V_{инстр}$
Пример	200	3000	- 20	+ 5	173
1	240	3200	- 15	+ 4	?
2	350	3500	- 5	- 5	?
3	460	4800	- 10	- 4	?
4	550	5600	- 25	+ 4	?
5	630	7500	- 30	- 6	?
6	700	8600	- 30	+ 2	?
7	800	9000	- 40	- 7	?
8	850	10600	- 50	- 2	?

Расчет истинной воздушной скорости по показанию широкой стрелки КУС

Расчет производится по формуле:

$V_{ист} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_a - \Delta V_{с.ж} + \Delta V_{м.}$,

где $V_{пр}$ – показание широкой стрелки;

ΔV_a - аэродинамическая поправка указателя скорости;

$\Delta V_{с.ж}$ – поправка на изменение сжимаемости воздуха с высотой.

Пример. Приборная скорость полета на высоте 7800 м равна Vпр = 450 км/ч; фактическая температура наружного воздуха $t_н$ = - 40°; инструментальная поправка $\Delta V_{инстр}$ = + 5 км/ч; аэродинамическая поправка ΔV_a = - 8 км/ч. Определить истинную скорость.

Решение. 1. Учитываем инструментальную и аэродинамическую поправки:

$V_{пр.\ испр} = V_{пр} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_a = 450 + 5 + (-8) = 447$ км/ч.

4. Из графика (см. рисунок 4) находим поправку на изменение сжимаемости $\Delta V_{сж}$ = 13 км/ч и учитываем ее:

$V_{пр.\ испр} - \Delta V_{сж} = 447 - 13 = 434$ км/ч.

5. Учитываем с помощью НЛ-10М методическую поправку на изменение плотности воздуха и определяем истинную скорость: $V_{ист}$ = 650 км/ч.

Задание. По показаниям широкой стрелки КУС определить истинную воздушную скорость с учетом инструментальной и аэродинамической поправки.

Таблица 3.

№ Варианта	$V_{пр}$ (км/ч) по указателю	H (м) высота полета	T (° C) темп. Воздуха	$\Delta V_{инстр}$ (км/ч)	$V_{ист}$ (км/ч) с учетом $\Delta V_{инстр}$
Пример	450	7800	- 40	+ 5	650
1	250	3000	- 20	+ 6	?
2	340	3800	- 15	- 5	?
3	410	4900	- 20	- 4	?
4	450	5700	- 25	+ 5	?

5	490	7700	- 30	+ 6	?
6	530	8800	- 35	+ 4	?
7	540	9000	- 40	- 8	?
8	630	10500	- 50	- 3	?

Расчет истинной воздушной скорости по показаниям узкой стрелки КУС

Расчет производится по формуле:

$V_{ист} = V_{кус} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_a + \Delta V_{темп}$,

где $V_{кус}$ – показания узкой стрелки КУС;

$\Delta V_{темп}$ – температурная поправка.

Пример. Показание узкой стрелки $V_{кус}$ =820 км/ч; высота полета 9000 м; температура наружного воздуха, определенная по прибору типа ТНВ, $t_{пр}$ = - 35°; инструментальная поправка $\Delta V_{инстр}$ = - 8 км/ч, ΔV_a + 10 км/ч. Определить истинную воздушную скорость.

Решение. 1. Учитываем инструментальную и аэродинамическую поправки:

$V_{кус} + \Delta V_{инстр} + \Delta V_a = 820 + (- 8) + (+ 10) = 822$ км/ч.

6. По шкале поправок навигационного расчетчика НРК-2 находим $\Delta_t = 20°$.

Тогда фактическая температура наружного воздуха будет равна:

$t_н = t_{пр} - \Delta_t = - 35° - 20° = - 55°$.

7. Учитываем с помощью НЛ-10М методическую температурную поправку и определяем истинную скорость $V_{ист}$ = 800 км/ч.

Задание. По показаниям узкой стрелки КУС определить истинную воздушную скорость с учетом инструментальной и аэродинамической поправки.

Таблица 4.

№ Варианта	$V_{кус}$ (км/ч) по прибору	H (м) высота полета	T (° C) темп. Воздуха по прибору	$\Delta V_{инстр}$ (км/ч)	ΔV_a (км/ч)	$V_{ист}$ (км/ч) с учетом метод.поправки
Пример	820	9000	- 35	- 8	+10	800
1	800	8000	- 30	- 4	+ 5	?
2	850	1100	- 50	- 5	+7	?
3	750	8000	- 35	- 4	+ 4	?
4	550	5600	- 25	+ 4	- 6	?
5	630	7500	- 30	- 6	-3	?
6	700	8600	- 30	+ 2	+7	?
7	800	9200	- 40	- 7	- 4	?
8	850	10500	- 50	- 2	+8	?

Измерение температуры на высоте полета

В настоящее время для измерения температуры наружного воздуха применяют электрические термометры сопротивления. На рисунке 6 изображен термометр наружного воздуха ТУЭ-48.

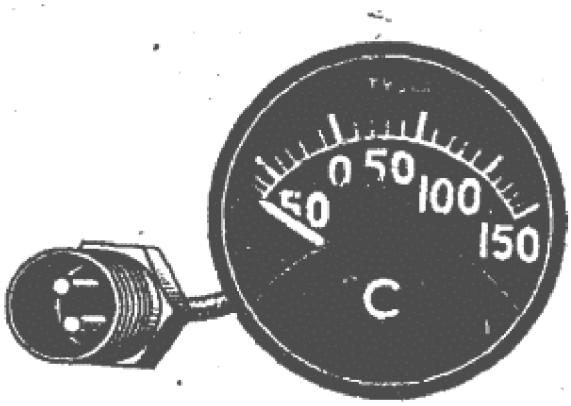


Рисунок 6 – Внешний вид термометра ТУЭ-48

Принцип действия такого термометра основан на измерении сопротивления проводника, зависящего от окружающей температуры.

На самолетах (вертолетах) устанавливаются термометры наружного воздуха ТУЭ-48 и ТНВ-15.

Шкала поправок для ТУЭ-48 нанесена на навигационной линейке НЛ-10М и навигационном расчетчике НРК-2 (рисунок 7). Шкала поправок для ТНВ-15 нанесена на навигационном расчетчике. При сравнении шкал поправок термометров ТУЭ-48 и ТНВ-15 видно, что для истинных скоростей полета до 800-900 км/ч шкалы имеют малое различие. При полете на околозвуковых и сверхзвуковых скоростях разница в поправках к термометрам ТУЭ-48 и ТНВ-15 значительна, поэтому необходимо пользоваться только соответствующими шкалами поправок. При расчете фактической температуры поправку надо всегда вычитать.

Определение $V_{ист}$ по показаниям $V_{пр}$ КУС.

Температура окружающего воздуха является основным фактором для определения $V_{ист.}$

Зависимость $V_{ист}$ от температуры окружающего воздуха является точно такой же, как и при определении $H_{испр.}$

5° $\Delta t=1\%V_{пр.кус}$

Пример. Определить $V_{ист}$, если $t_j = +20°$, $V_{пр}$КУС = 500 км/ч.

Решение: $\Delta t = +20-15 = +5°$, следовательно $V_{ист} = 505$ км/ч.

Задание. Определить истинную воздушную скорость $V_{ист}$ по показаниям $V_{пр}$ КУС.

№ Варианта	$V_{пр}$ (км/ч) по указателю	$t_{j\,(^{o}C)}$	$V_{ист}$ (км/ч) с учетом $\Delta V_{инстр}$
Пример	500	+ 20	505

1	550	+ 15	?
2	600	+ 10	?
3	650	+ 5	?
4	700	0	?
5	750	- 5	?
6	800	- 10	?
7	850	-20	?
8	900	- 30	?

3. Практическое занятие №3 “Техническое обслуживание и эксплуатация авиационных приборов”

Виды технического обслуживания и применяемая аппаратура

В процессе эксплуатации авиационные приборы подвергаются внешнему осмотру и проверкам. Это техническое обслуживание приборов организуется в соответствии с регламентом технического обслуживания самолетов гражданской авиации. Существуют оперативные, периодические и профилактические виды технического обслуживания.

К оперативным видам относится техническое обслуживание при кратковременных стоянках, после полета и перед полетом. Каждый из этих видов технического обслуживания состоит из работ по осмотру, обслуживанию и обеспечению вылета.

Техническое обслуживание при кратковременных стоянках производится непосредственно после каждой посадки самолета, если не требуется выполнение более сложного вида технического обслуживания.

Послеполетное техническое обслуживание производится после посадки самолета в базовом аэропорту, если по налету часов не требуется более сложного вида технического обслуживания, и в конечном аэропорту после завершения рейса с посадками в двух и более промежуточных аэропортах или если время полета от базового аэропорта составило более 10 ч.

Предполетное техническое обслуживание производится перед вылетом самолета после выполнения периодического или профилактического технического обслуживания, а также если вылет производится через 12 и более часов после выполнения любой формы оперативного технического обслуживания. Работы по осмотру и обслуживанию приборов при любом виде оперативного технического обслуживания обеспечивают готовность самолета к полету в течение 12 ч с обязательным выполнением, непосредственно перед вылетом самолета, работ по обеспечению вылета.

Периодическое техническое обслуживание выполняется в базовых аэропор-тах через определенное количество часов налета. В зависимости от этого установлено несколько форм периодического технического обслуживания. В процессе эксплуатации эти формы совершенствуются.

Профилактическое техническое обслуживание выполняется в сроки, установленные приказами МГА. Для этого вида технического обслуживания установлена форма, номер

которой следует за номером последней формы периодического технического обслуживания.

В процессе технического обслуживания приборного оборудования самолетов гражданской авиации иногда возникает необходимость в регулировке и проверке отдельных приборов. Эти работы выполняются в специализированных лабораториях (цехах) авиационной технической базы (АТБ) аэропорта.

Для проверок анероидно-манометрических приборов на самолете применяются переносные контрольно-поверочные установки. В гражданской авиации широко применяется КПУ-3, в которой имеется насос, создающий разрежение или избыточное давление, специальный насадок на приемник воздушного давления, пульт переключений и эталонные приборы скорости и высоты. При проверках приборов в лабораториях АТБ используются стационарные контрольно-поверочные установки УМАП, УКАМП или установка другого типа. Комплект каждой такой установки включает вакуумный насос, помпу, электропривод, емкости давления и вакуума, панель с регулировочными кранами, контрольные приборы и съемную панель для установки проверяемых приборов.

Методика технического обслуживания.

При послеполетном техническом обслуживании производится знакомство по бортовому журналу с замечаниями о работе приборного оборудования. Затем осуществляется внешний осмотр приемников полного и статического давлений, а также осмотр обшивки фюзеляжа в радиусе до 200 мм от приемников статического давления, датчика ДУА и других приемников.

При предполетном техническом обслуживании внешним осмотром кабины экипажа убеждаются в исправности приборного оборудования. Проверяется соответствие показаний шкал барометрического давления высотомеров атмосферному давлению на аэродроме. Для высотомера ВД-10 допускается расхождение показаний ±1,5 мм рт. ст., а для высотомера ВД-20—+2 мм рт. ст. Если расхождения превышают допустимые величины, то высотомер подлежит снятию с самолета для регулировки и проверки. Затем контролируется наличие таблиц показаний высотомеров с учетом суммарных поправок в кассетах командира корабля, второго пилота и штурмана и совпадение номеров на таблицах с номерами на шкалах приборов.

После этого проверяется работоспособность анероидно-манометрических приборов от приемников полного и статического давлений и герметичность магистралей полного и статического давлений. При этой проверке используется переносная установка КПУ-3.

Для проверки работоспособности приборов от приемника полного давления переносную установку КПУ-3 подсоединяют к соответствующему приемнику полного давления. Кран «Давление-Вакуум» установки КПУ-3 устанавливают в положение «Давление» и путем вращения рукоятки в течение примерно 2 мин создают в установке давление.

Открывая кран «Давление» установки КПУ-3, постепенно создают в магистрали давление и наблюдают за движением стрелок приборов КУС и МС. Стрелки этих

приборов должны перемещаться плавно, т. е. без затираний. При затираниях стрелок соответствующий прибор передается в лабораторию для ремонта.

Максимальное давление в магистрали должно соответствовать скорости 600 км/ч, измеряемой прибором КУС-1200, который установлен на установке КПУ-3. В момент превышения числа М максимально допустимого значения на приборной доске загорается сигнальная лампа «Превыш. макс. М». Для проверки герметичности системы полного давления в ней с помощью КПУ-3 создается давление, соответствующее скорости 600 км/ч. После этого на КПУ-3 закрываются краны «Давление» и «Атмосфера» и осуществляется наблюдение за положением стрелок приборов КУС-1200. Система считается герметичной, если стрелки находятся в неподвижном состоянии или в течение 3 мин отклоняются не более чем на 5 км/ч. При наличии не герметичности определяют ее место и устраняют.

При проверке работоспособности приборов от приемников статического давления установку КПУ-3 поочередно подсоединяют к приемникам статического давления левого и правого бортов с помощью переходника и шланга. Другой конец шланга подсоединяется к штуцеру С прибора КУС-1200, установленного на КПУ-3. Если с проверяемым приемником соединен приемник статического давления противоположного борта, то последний в этом случае надежно закрывается заглушкой.

Кран «Давление-Вакуум» установки КПУ-3 устанавливают в положение «Вакуум», а кран «Атмосфера» закрывают. Вращением рукоятки в КПУ-3 создают вакуум. Затем плавным открытием крана «Давление» на КПУ-3 создают вакуум в магистрали статического давления. Наибольший вакуум должен соответствовать скорости 800 км/ч по показаниям прибора КУС-1200, установленного на КПУ-3.

В процессе изменения вакуума наблюдают за плавностью хода стрелок приборов ВД, КУС, М и ВАР. Приборы считаются работоспособными, если их стрелки перемещаются плавно, без затираний. При наличии затираний в каком-либо из приборов последний передается в лабораторию для ремонта.

Герметичность статической системы проверяют созданием в ней с помощью КПУ-3 вакуума, соответствующего высоте 1 км. Затем на КПУ-3 закрывают кран «Давление» и в течение 2—3 мин наблюдают за показаниями приборов ВАР и КУС. Отклонение стрелки прибора ВАР не должно превышать более чем 0,5 м/с, а стрелки прибора КУС более чем 5 км/ч. При наличии не герметичности определяют ее место и устраняют.

Предполетное техническое обслуживание приборного оборудования заканчивается работами по обеспечению вылета, при выполнении которых снимаются чехлы с приемников полного давления, заглушки с приемников статического давления и защитный кожух с датчика ДУА.

Работоспособность анероидно-манометрических приборов от приемников полного и статического давлений основной системы, а также герметичность магистралей полного и статического давлений проверяются при всех формах периодического технического обслуживания. Работоспособность анероидно-манометрических приборов от резервной системы проверяется через каждые 200 ч налета.

При периодическом техническом обслуживании проверка анероидно-манометрических приборов производится в лабораторных условиях АТБ. Сроки проверке

для каждого типа самолета указаны в Регламенте технического обслуживания спецоборудования самолета.

Рассмотрим методику проверки анероидно-манометрических приборов на установке УМАП. Принцип проверки основан на сравнении показаний проверяемого и контрольного приборов.

Проверка вариометров ВАР-30 и ВАР-75 производится по контрольному вариометру ВАР-75КИ. При этом проверяемый и контрольный приборы подключены к магистрали вакуума установки. Медленным открытием соответствующего крана «Вакуум» устанавливают нужную величину скорости подъема. Изменение высоты контролируют по контрольному высотомеру. По показаниям проверяемого и контрольного приборов определяют поправки на заданных отметках.

После окончания проверки прибора при подъеме устанавливают нужную величину скорости снижения. Изменение высоты контролируют по контрольному высотомеру. Определяют поправки при снижении. Результаты проверки вариометра заносят в его паспорт-таблицу проверки погрешностей. Прибор считается пригодным для дальнейшей эксплуатации, если его фактические поправки не превышают допустимые,

Проверка указателей скорости КУС-1200 и КУС-730/1100 производится по контрольному прибору КУС-1200КИ на высотах 0,4000, 8000, 12000 и 15000 м.

На нулевой высоте сравнивают показания индикаторной и истинной воздушной скорости проверяемого прибора с показаниями контрольного прибора при прямом и обратном ходе. На основании сравнений определяют поправки, которые затем заносят в соответствующие таблицы паспорта проверяемого прибора и сравнивают их с допустимыми поправками. Кроме того, на основании результатов проверки составляется график поправок к указателю индикаторной скорости. Этот график размещается на самолете в специальной кассете.

На высотах, отличных от нуля, сравнивают только показания "истинной воздушной скорости проверяемого и контрольного приборов. Результаты этой проверки также заносят в паспорт проверяемого прибора и сравнивают фактические поправки с допустимыми, указанными в паспорте.

Прибор считается пригодным для дальнейшей эксплуатации, если его фактические поправки не превышают допустимые.

Проверка указателя числа М производится путем сравнения показаний проверяемого и контрольного приборов на нулевой высоте при прямом и обратном ходе. Результаты проверки заносят в паспорт проверяемого прибора и, если фактические поправки не превышают допустимые, прибор пригоден к эксплуатации.

Проверка высотомера складывается из проверки герметичности корпуса прибора, проверки рассогласования положения стрелок высотомера со шкалой давлении и определения инструментальных поправок.

Для проверки герметичности в корпусе высотомера создают разрежение, соответствующее высоте 5000 м, перекрывают кран в магистрали, связанной с источником разрежения и, через одну минуту определяют смещение стрелки прибора с отметки 5000 м. Для приборов ВД-10 и ВД-20 герметичность считается удовлетворительной, если смещение стрелки прибора за 1 мин не превышает 100 м.

При проверке рассогласования положения стрелок высотомера со шкалой давлений устанавливают шкалу барометрического давления на отметку 760 мм рт. ст. и в корпусе прибора создают давление, равное 760 мм рт. ст. Затем большую стрелку высотомера устанавливают на нулевую отметку по шкале высот. Если при этом отклонение барометрической шкалы от отметки 760 мм рт. ст. превысит допустимое значение, то производится согласование положения стрелок по шкале высот со шкалой барометрического давления.

Допустимое рассогласование положения стрелок со шкалой давлений составляет не более ±1,5 мм рт. ст. для высотомера ВД-10 и не более ±2 мм рт. ст. - для высотомера ВД-20.

Проверка высотомеров для определения инструментальных поправок производится также путем сравнения показаний проверяемого прибора с контрольным при прямом и обратном ходе. Проверка производится на отметках, которые совпадают с установленными высотами эшелонов полета, т. е. на отметках от 0 до 6000 м через 300 м, затем до 9000 м через 600 м и от 9000 до 12000 м — через 1000 м. По результатам проверки определяют вариации и инструментальные поправки проверяемого прибора.

Возможные отказы систем статического и полного давлений

При выполнении полетов в системе статического давления может произойти закупорка трубопроводов или нарушение ее герметичности. Закупорку трубопроводов определяют по постоянству показаний высотомера и вариометра при изменении режима полета. Негерметичность системы определяют по уменьшению показаний высотомера при неизменной высоте полета (показания высотомера и указателя высоты и перепада давлений становятся приблизительно равными).

В случае отказа системы статического давления приборов, установленных на приборной доске командира корабля, из-за закупорки трубопроводов командир корабля предупреждает второго пилота и производит продувку основной системы статического давления. Для этого он устанавливает ручку крана статики в положение «Продувка основана» и через 10—15 с после продувки — в положение «Статика основная».

Если не восстанавливается нормальная работа приборов, необходимо ручку крана статики перевести в положение «Статика резерв». Если и в этом случае не восстанавливается нормальная работа приборов, то следует произвести продувку резервной системы статического давления, установив ручку крана статики в положение «Продувка резервная», а после продувки — в положение «Статика резервная».

В случае закупорки системы статического давления группы приборов, установленных на приборной доске второго пилота, второй пилот докладывает об этом командиру корабля и по его команде приступает к восстановлению нормальной работы приборов вышеуказанным способом.

Если после переключения с основной системы статического давления на резервную не восстанавливается нормальная работа приборов, то необходимо уменьшить высоту полета до 4000 м, после чего разгерметизировать кабину. Высоту полета в этом случае определяют по указателю УВПД-5К.

При негерметичности системы статического давления пользоваться показаниями высотомеров, указателей скорости и вариометров можно только после разгерметизации кабины.

Отказ системы полного давления вследствие закупорки трубопроводов определяют по отсутствию изменений в показаниях указателей скорости при изменении режима полета, а при нарушении герметичности системы — по установке стрелок приборов на нуль.

При обнаружении ненормальной работы указателей скорости из-за отказа системы полного давления необходимо кран переключения динамики установить в положение «Резервный». Проверить, включен ли обогрев приемника полного давления (ППД-1). Если обогрев не включен, то включить и через 2—3 мин переключить кран динамики на основную систему. Если не восстановилась нормальная работа приборов, то кран динамики переключить на резервную линию.

Летная эксплуатация высотомеров

Перед полетом следует осмотреть высотомеры, нет ли повреждений стекол, корпуса и стрелок. Проверить наличие таблиц показаний высотомеров с учетом суммарных поправок и их соответствие установленным высотомерам. Убедиться, что контргайка кремальеры опломбирована кремальерой шкалу барометрического давления установить на отметку 760 мм рт. ст., при этом подвижные треугольные индексы должны установиться на нулевой отметке шкалы. Допустимое отклонение от нулевой отметки ±10 м. Если подвижные индексы отклонились от нулевой отметки более чем на ±10 м, прибор необходимо заменить.

Перед взлетом при помощи кремальеры следует установить стрелки высотомера на нуль. При этом показания по барометрической шкале должны соответствовать атмосферному давлению аэродрома вылета в данный момент. Допускается отклонение не более чем на ±1,5 мм рт. ст. для высотомера ВД-10 и ±2,0 мм рт. ст. — для высотомера ВД-20.

После взлета и достижения высоты перехода установить на барометрической шкале высотомеров давление 760 мм рт. ст. После набора высоты эшелона необходимо выдерживать ее согласно таблице эшелонов. При изменении высоты эшелона барометрическая шкала остается на отметке 760 мм рт. ст.

На самолетах гражданской авиации с несколькими раздельными каналами измерения барометрической высоты производят осреднение показаний высотомеров.

При получении указания о занятии эшелона командир корабля по своему высотомеру выводит самолет на заданную высоту и, выдерживая установленный режим полета по высоте и скорости, запрашивает у второго пилота и штурмана, на сколько показания их высотомеров отличаются от заданных по их таблицам.

Отклонение показаний высотомера второго пилота и штурмана записываются в бортжурнал штурманом. Если на самолете к состав экипажа штурман не входит, то эту обязанность выполняет второй пилот. Отклонение должно быть записано со знаком плюс,

если показание высотомера больше заданного значения, и со знаком минус, — если оно меньше.

Осреднение показаний высотомеров производят в случаях, если по абсолютной величине больше 30 м.

После вычисления вторичной поправки по формулам или необходимо определить новое значение показаний заданной высоты высотомером командира корабля по формуле

Это значение высоты записывают в бортжурнал. Командир корабля выводит самолет на высоту и убеждается в правильности вычисления вторичной поправки. Если при переходе на высоту отклонение показаний высотомера второго пилота и штурмана от заданных в их поправочных таблицах значений уменьшилось, то вычисление вторичной поправки выполнено правильно.

Отклонения показаний высотомеров по абсолютной величине до 50 м на высотах менее 6000 м и до 100 м на высоте более 6000 м считаются допустимыми Если эти условия не выполняются, то при прилете на аэродром приборы должны быть проверены. При подходе к аэродрому посадки на высоте эшелона перехода установить шкалу барометрического давления на отметку, соответствующую атмосферному давлению аэродрома посадки, которое сообщается экипажу диспетчером

Летная эксплуатация указателей скорости

Перед полетом следует осмотреть указатели скорости, проверить, нет ли повреждений стекол, корпусов, стрелок, окраски шкал и крепления приборов к приборным доскам. Проверить наличие графиков поправок к указателям индикаторной (приборной) скорости и исправность электрической цепи обогрева приемников полного давления.

В полете знание индикаторной скорости необходимо для целей пилотирования, а истинной воздушной скорости — для целей навигации.

При определении истинной воздушной скорости по широкой стрелке КУС-1200 или КУС-730/1100 необходимо в показания прибора вводить поправки на изменение плотности воздуха, температурную, на сжимаемость воздуха, аэродинамическую и инструментальную.

Поправка на изменение плотности и температуры воздуха вводится при помощи навигационной линейки НЛ-10. Поправки на сжимаемость воздуха и аэродинамическую определяют по соответствующим таблицам.

При определении истинной воздушной скорости по узкой стрелке необходимо в показания прибора ввести поправки: температурную, аэродинамическую и инструментальную.

На самолетах, оборудованных вентиляционной системой для удаления графитной пыли из носового отсека, в горизонтальном полете при питании приборов от резервной системы статического давления происходит завышение показаний высоты на 45—50 м, а скорости — на 20—25 км/ч. Поэтому при полете по кругу, заходе на посадку нужно выдерживать скорость на 25 км/ч, а высоту — на 50 м более, чем указано в Руководстве по

летной эксплуатации. Перед полетом следует произвести внешний осмотр и убедиться, что нет видимых дефектов. Стрелка прибора должна находиться на нулевой отметке. Допускается отклонение ±0,5 м/с. Если стрелка вариометра отклонилась от нулевого положения более чем на 0,5 м/с, то техник по приборам котировочным винтом устанавливает ее в нулевое положение.

В полете вариометр используют для выдерживания прямолинейного горизонтального полета. При горизонтальном полете стрелка вариометра удерживается на нулевой отметке. При нарушении горизонтального полета стрелка прибора отклоняется вверх или вниз. При взлете или посадке необходимо следить за показаниями вариометра и не допускать превышения вертикальной скорости набора высоты или снижения. В момент перехода самолета в горизонтальный полет или из горизонтального полета на набор высоты или снижение необходимо учитывать запаздывание в показаниях вариометра.

Приложение 1: Навигационные расчетчики

1 Назначение и устройство навигационной линейки НЛ-10М

Навигационная линейка НЛ-10М является счетным инструментом летчика и штурмана и предназначена для выполнения необходимых расчетов при подготовке к полету и в полете.

Она устроена по принципу обычной счетной логарифмической линейки и позволяет заменить умножение и деление чисел более простыми действиями – сложением и вычитанием отрезков шкал, выражающих в определенном масштабе логарифмы этих чисел.

Навигационная линейка состоит из корпуса, движка и визирки. На корпусе и движке нанесены шкалы, индексы, формулы и надписи (рисунок 6).

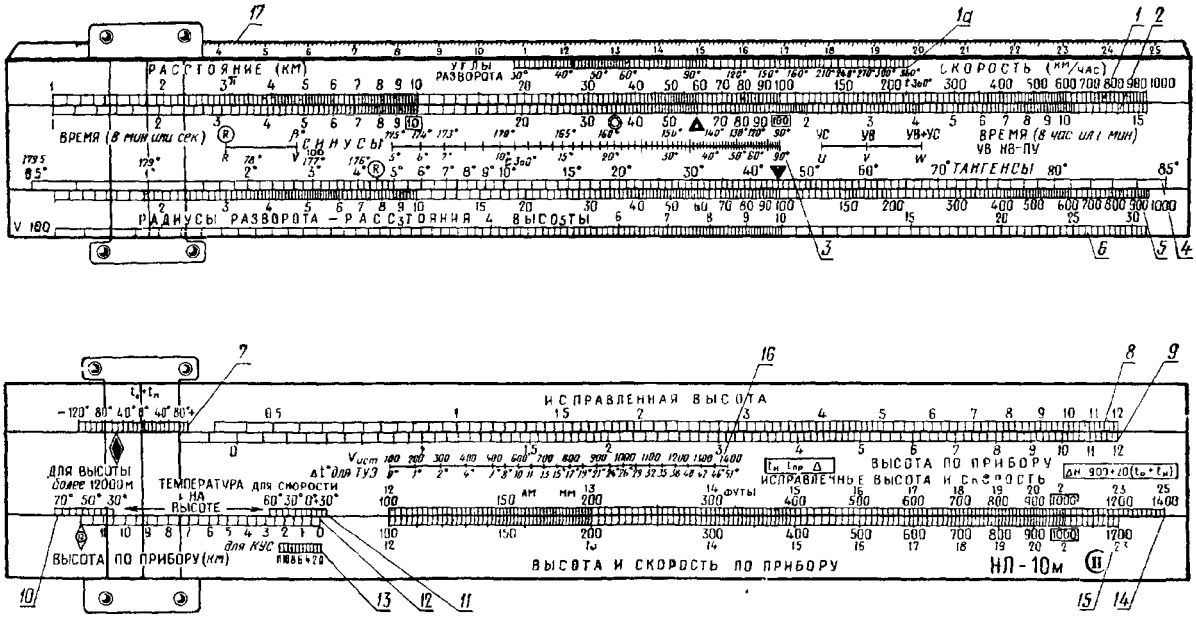


Рисунок 6 – Навигационная линейка НЛ-10М

1, 2 — для расчёта путевого времени, путевой скорости, для решения задач на умножение и деление;

1, а — для расчёта параметров разворота;

8, 4, 5 – для определения тригонометрических функций углов, решения навигационного треугольника скоростей по теореме синусов и расчета радиуса разворота (угла крена);

6 – для возведения в квадрат и извлечения квадратного корня (совместно со шкалой 5 или 1 и 2);

7, 8, S — для перерасчёта высоты полета при H < 12000 м:

12,14, 15 —для перерасчёта высоты полета при H > 12000 м;

12, 13, 14, 15, 16—для перерасчёта воздушной скорости;

15,16 – для перерасчёта единиц измерения (мили, футы, км);

17 —для измерения расстояний на карте.

Шкалы навигационной линейки в принципе не обязательно должны быть [1]прямолинейными, они могут быть и в виде окружности. Навигационный расчетчик представляет собой в определенном смысле навигационную линейку с круговыми шкалами, объединенную с модифицированным ветрочетом (рисунок 7). С его помощью можно решать большое количество навигационных задач. Задачи по навигационному треугольнику скоростей, благодаря наличию ветрочета в центре расчетчика, решаются более просто и наглядно. Но решение некоторых других вычислительных задач подчас является более сложным из- за особенностей шкал. В нашей стране выпускался навигационный расчетчик комбинированный НРК-2, но он не нашел широкого распространения в летной практике. Основные причины этого – хрупкость пластмассовых частей прибора и привычка летного состава к простой и надежной навигационной линейке.

С появлением в 70-е годы электронных калькуляторов, которые стали использоваться и в авиации как навигационные калькуляторы. За рубежом выпускается большое количество различных видов специализированных навигационных калькуляторов. Калькуляторы имеют встроенные программы для решения различных видов навигационных задач. Пользователю необходимо только установить нужный режим и ввести исходные данные. В России пока на 2010 г. ни одно предприятие не организовало массовый выпуск подобных устройств.

2 Навигационный расчетчик НРК-2

Навигационный расчётчик НРК-2 является счётным инструментом, предназначенным для выполнения навигационных расчетов при подготовке к полёту и в полёте.

С помощью навигационного расчётчика решаются следующие задачи:

а) расчёт угла сноса, путевой скорости, курсового угла ветра, курса полёта или фактического

путевого угла по известному вектору ветра;

б) определение ветра по известному углу сноса и путевой скорости, по двум углам сноса и по

двум путевым скоростям;

в) определение пройденного пути, скорости и времени полёта;

г) определение радиуса и времени возврата на заданный угол по известным скорости и углу

крена;

д) пересчёт истинной скорости в приборную и приборной в истинную в диапазоне 100—2500

км/час;

е) определение числа М, соответствующего заданной скорости полёта и наоборот;

ж) определение поправки на сжимаемость воздуха в показаниях широкой стрелки аэродинамических указателей скорости;

з) пересчёт истинной высоты в приборную и приборной в истинную в диапазоне 100—25000

м;

---

[1]

и) определение значение тригонометрических функций, умножение и деление чисел на

тригонометрические функции углов.

2.2. Кроме того, навигационный расчётчик позволяет выполнять некоторые другие

математические вычисления, а также перевод морских и английских миль в километры, футов в метры, миллиметров ртутного столба в миллибары, градусов в радианы и наоборот.

2.3. Габаритные размеры, мм, не более: диаметр - 154, высота - 11.4. Масса, кг, не более 0,30.

3 Устройство и работа

3.1. Навигационный расчётчик состоит из четырех, поворачивающихся вокруг общей

оси дисков, на которых нанесены логарифмические и другие шкалы, номограмма, а также имеются индексы и прозрачные окна для отсчёта на соответствующих шкалах заданных величин. Один диск является основанием навигационного расчётчика, с обеих сторон нанесены шкалы, другие диски (два - с лицевой стороны, один - с обратной) имеют меньший диаметр и являются подвижными относительно основания и друг друга.

Для удобства отсчёта заданных или искомых величин с обеих сторон расчётчика имеются вращающиеся визирные линейки.

3.2. С лицевой стороны навигационного расчётчика на основании и на двух поворотных дисках размещены шкалы, номограмма и индексы, образующие собой ветрочёт (рисунок 7) и обеспечивающие графическое решение навигационного треугольника скоростей.

3.3. Принцип решения навигационного треугольника скоростей на ветрочёте расчётчика основан на том, что векторы воздушной и путевой скоростей и ветра представлены в относительных величинах. Так, вектор воздушной скорости V принят за 100%, а векторы путевой скорости *W* и ветра *V* соответственно, как: *100 *V, W* и *100 *V, U*.

3.4. На лицевой стороне основания (рис. 2) нанесены кольцевая логарифмическая шкала расстояний и скоростей (1) и шкала скоростей (2), используемая при решении задач по определению радиуса разворота самолёта.

3.5. На первом поворотном диске (рис. 3) нанесена номограмма (3) для определения

значений относительных векторов ветра и путевой скорости и угла сноса в градусах. Для отсчёта относительного вектора ветра на номограмме нанесены концентрические окружности «а», а для отсчёта величины относительной путевой скорости - дуги «б». Окружности и дуги оцифрованы в процентах. С помощью линии «в» определяется величина угла сноса в градусах.

3.6. При расчёте номограммы принято предельное значение относительного вектора

ветра, равное 30% воздушной скорости, поэтому начала относительных векторов воздушной и путевой скоростей располагаются вне программы.

В центре номограммы заканчивается вектор воздушной скорости и начинается вектор ветра.

Относительный вектор путевой скорости может иметь значения в пределах 70-130%, угол сноса - ±17°.

3.7. С внешней стороны номограммы нанесены:

а) шкала курсовых углов вектора (4);

б) шкалы времени: (5) - для отсчёта времени, выраженного в минутах и секундах, (6) – для отсчёта времени, выраженного в часах и минутах. На шкале (5) нанесены треугольный, круглый и прямоугольный индексы;

в) шкала процентов (7). С помощью шкалы процентов и сопряженной с ней шкалы расстояний и скоростей (1), размещенной на основании, осуществляется определение величин относительных векторов ветра и путевойскорости по их абсолютным значениям, и наоборот, для чего достаточно установить треугольный индекс шкалы времени (5) против значения воздушной скорости на шкале (1).

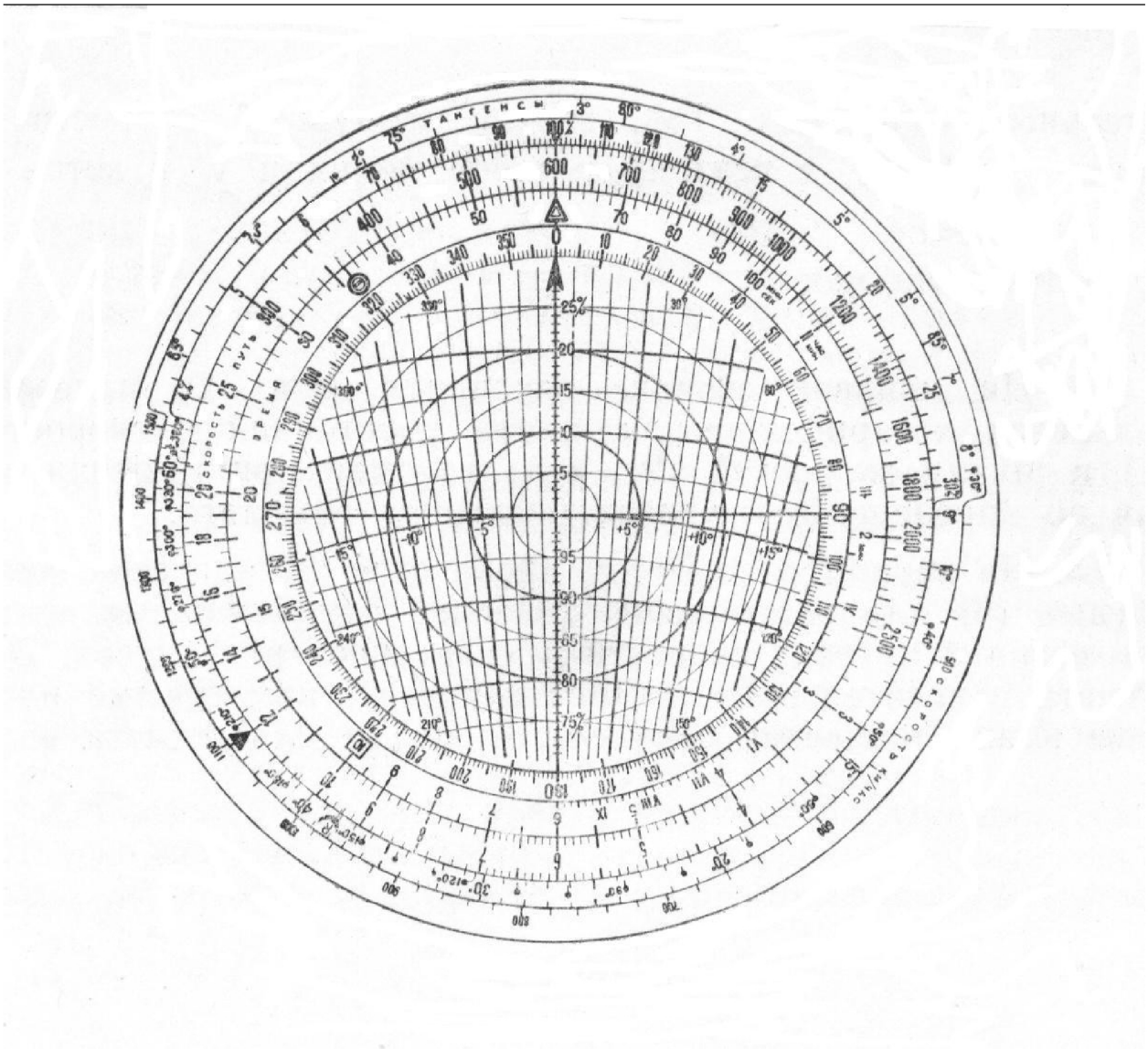


Рисунок 7 – Навигационный расчетчик НРК - 2

3.8. Кроме того, на диске нанесена шкала значений тангенсов углов (8). На шкале имеется треугольный индекс, соответствующий 45°, индекс «R», против которого отсчитывается величина радиуса разворота, и индексы углов разворота (9), с помощью которых решаются задачи по определению времени разворота на заданный угол.

3.9. Прозрачное кольцо (10) и полукольцо (11) при соосном наложении диска на основание совмещаются, соответственно, со шкалой расстояний и .скоростей (1) и шкалой скоростей (2).

3.10. Второй поворотный прозрачный диск (рис.4) имеет по краю круглую шкалу для установки и отсчёта значений курсов, путевых углов полёта и направлений ветра. Установка и отсчет значений курсов и путевых углов полёта производится против острия

курсовой черты номограммы «Г». Диск сверху имеет матовую поверхность, что позволяет наносить на нем карандашом вектор ветра и другие вспомогательные линии.

3.11. Визирная линейка, помещенная сверху ветрочета, имеет сектор с прямоугольной сеткой, служащей для разложения относительного вектора ветра на относительные продольную и поперечную составляющие.

3.12. С обратной стороны навигационного расчётчика на основании и поворотном диске нанесены логарифмические шкалы (рис.5), с помощью которых выполняется пересчёт истинных значений высоты и скорости полёта в приборные или приборных в истинные по показаниям барометрического высотомера и аэродинамического указателя воздушной скорости.

3.13. Для пересчёта высоты полёта нанесены:

а) на основании расчётчика (рис.6):

- шкала значений истинной или исправленной барометрической высоты менее 12000 м (1);

- шкала суммы температур воздуха у земли и на высоте полёта t°0 + t°H (2);

- шкала значений истинной или исправленной барометрической высоты выше 12000 м (3);

- шкала температур воздуха (4) для пересчёта показаний барометрических высотомеров выше

12000м;

б) на поворотном диске (рис. 7):

- шкала приборных высот от 1000 до 12000 м (5);

- шкала приборных высот от 100 до 1200 м (6);

- шкала приборных высот выше 12000 м (7);

- индексы t°o + t°H (8) и t°H (9).

3.14. Для пересчёта скорости полёта нанесены:

а) на основании расчётчика (рис. 6);

- шкала истинных воздушных скоростей (10);

- шкала приборных высот (11) для пересчёта истинной воздушной скорости в индикаторную и обратно;

- шкала приборных высот (12) дляпересчёта показаний узкой стрелки комбинированных

указателей воздушной скорости;

- индекс (13), используемый при определении числа М по заданной истинной воздушной

скорости и обратно;

- шкала приборных скоростей (14) для определения •направки в скорость на сжимаемость

воздуха;

- индекс приборной высоты (15), используемый при определении поправки на сжимаемость;

- шкала значений синусов углов (16);

б) на поворотном диске (рис. 7):

- шкала приборных и индикаторных скоростей и чисел М (17);

- шкала значений температуры наружного воздуха на высоте полёта (18);

- шкала приборных высот (19), используемся при пересчёте показаний, узкой стрелки комбинированного указателя воздушной скорости, а также при определении чисел М;

- шкала значений поправок в скорость на сжимаемость воздуха (20).

- шкала приборных высот (21) для определения поправки в скорость на сжимаемость воздуха;

- шкала поправок в показания электрических указателей температуры наружного воздуха типа

ТУЭ (22) и типа ТНВ (23).

Шкалы (10) и (17) могут быть использованы для решения задач по умножению и делению чисел, а также для перевода английских и морских миль в километры, футов в метры, давления, выраженного в миллиметрах ртутного столба — в миллибары, угловых градусов —

в радианы и наоборот.

На поворотном диске, кроме того, помещены формулы, по которым производится пересчёт высоты и скорости.

Верхний ряд знаков в формулах используется при пересчёте приборных величин в истинные, нижний ряд — при пересчёте истинных величин в приборные. В формулах, кроме принятых в авиации обозначений, имеется обозначение «НР», показывающее, что далее пересчёт производится с помощью навигационного расчётчика.

3 КОНТРОЛЬНОЕ ТЕСТИРОВАНИЕ

Тесты к гл. 1 АПиИИС

Вопросы для тестирования

1. Назначение АПиИИС?
2. В каких системах координат определяется движение самолета в пространстве?
3. Какими параметрами определяется направление полета самолета?
4. Какими параметрами определяется положение скоростной системы координат самолета по отношению к связанной?
5. На какие группы по назначению подразделяются авиационные приборы и информационно-измерительные системы?
6. Какими параметрами характеризуется стандартная атмосфера?
7. Из каких функциональных элементов состоят измерительные устройства?
8. Каким уравнением в общем виде определяется устанавливающий момент: отклонение подвижной части?
9. Каково назначение и особенности информационных каналов ВС?
10. Какие виды электрических сигналов применяются в информационных каналах ВС для шифровки, передачи и приема измерительной информации?

Тесты к гл. 2 АПиИИС

Вопросы для тестирования

1. Как называется манометр, отсчитываемый давление от абсолютного нуля?
2. Как называется манометр, отсчитываемый давление от абсолютного давления окружающей среды в сторону его уменьшения?
3. Как называется манометр, отсчитываемый давление от абсолютного давления окружающей среды в сторону его уменьшения?
4. Назовите преимущества частотных преобразователей давления по отношению к другим измерителям давлений.
5. Какие типы термометров нашли широкое применение в авиации?
6. Применение каких устройств позволяет значительно уменьшить погрешность измерения температуры встречного потока газовой среды?
7. Где в авиации применяются биметаллические термометры?
8. Перечислите характерные погрешности для термометров?
9. Взаимодействие каких конструктивных элементов магнитоиндукционных тахометров определяют принцип его работы?
10. Перечислите характерные погрешности для магнитоиндукционных тахометров?
11. Какие тахогенераторы постоянного тока применяются в авиации?
12. Какие тахогенераторы переменного тока применяются в авиации?

Тесты к гл. 3 АПиИИС

Вопросы для тестирования

1. Какие топливомеры по принципу действия нашли широкое применение в авиации?
2. Для каких целей в топливомерах электроемкостного типа применяется компенсационная емкость?
3. Для чего предназначен автомат выравнивания (центровки)?
4. Назначение системы программного управления расходом топлива.
5. Перечислите методические погрешности электроемкостных систем.
6. Какие сигналы выдает датчик расхода топлива ДРТМС10АТ?
7. Какой реализован метод и состав датчика виброметра?
8. С помощью какого параметра учитывают среднее изменение температуры с подъёмом на высоту до 11000 м?
9. С помощью какого чувствительного элемента осуществляется измерение высоты?
10. Чем отличаются электромеханические высотомеры от механических?
11. Какие входные измеряемые параметры используются для вычисления индикаторной скорости?
12. Какие входные измеряемые параметры используются для вычисления числа М?
13. Какие входные измеряемые параметры используются для вычисления истинной воздушной скорости?
14. Какой метод используется при измерении углов атаки и скольжения и что собой представляют такие измерители?
15. Что собой представляет приемник полного давления?
16. Что собой представляет приемник статического давления?
17. Для каких целей на ВС устанавливают по несколько приемников полного и статического давлений?

Тесты к гл. 4

Вопросы для тестирования

1. Назначение ИКВСП.
2. Входные параметры ИКВСП.
3. Выходные параметры ИКВСП.
4. Дать определение динамического давления.
5. Дать определение статического давления.
6. Дать определение полного давления.
7. Что такое температура заторможенного потока?
8. Дать определение абсолютной высоты полета.
9. Дать определение относительной высоты полета.
10. Дать определение высоты истинной полета.
11. Дать определение истинной воздушной скорости полета.
12. Дать определение приборной (индикаторной) скорости полета.
13. Дать определение путевой скорости полета.
14. Дать определение вертикальной скорости полета.
15. Дать определение числа Маха.
16. Для каких целей в пилотирование ВС используются значение абсолютной высоты.
17. Для каких целей в пилотирование ВС используются значение относительной высоты.
18. Для каких целей в пилотирование ВС используются значение истинной высоты.

19. Для каких целей в пилотирование ВС используются значения истинной воздушной скорости.
20. Для каких целей в пилотирование ВС используются значения приборной (индикаторной) скорости.
21. Для каких целей в пилотирование ВС используются значения путевой скорости.
22. Для каких целей в пилотирование ВС используются значения вертикальной скорости.
23. Для каких целей в пилотирование ВС используются значения числа Маха?
24. Для каких целей используется величина отклонения значения высоты от заданного значения высоты.
25. Для каких целей используется величина отклонения вертикальной скорости от заданного значения вертикальной скорости.
26. Для каких целей используется величина отклонения индикаторной скорости от заданного значения индикаторной скорости.
27. Для каких целей используется величина отклонения числа Маха от заданного значения числа М.
28. Назначение разовых команд в ИКВСП.
29. Функциональный состав ИКВСП.
30. Режимы работы ИКВСП.

Тесты к гл. 5 АПиИИС

Вопросы для тестирования

1. Дайте определение гироскопа.
2.Перечислите основные свойства гироскопа.
3.Из каких элементов и устройств состоят гироскопические приборы и системы?
4.Основные особенности в конструкции гиромотора?
5.Какие способы применяют для уменьшения сил трения в подшипниках карданова подвеса?
6.Какие виды устройств применяются в гироприборах для передачи электрической энергии?
7.Для каких целей в гироскопических приборах используются корректирующие устройства?
8.Какие основные корректирующие устройства для гироскопических приборов применяются на ВС гражданской авиации?
9.Что представляет собой однокоординатный жидкостный маятниковый датчик?
10. Назначение индукционного датчика и где он используется?
11. Назначение и виды демпфирующих устройств, применяемых в гироскопических приборах?
12. Какие датчики применяются для съема результатов измерения в гироскопических приборах и системах.
13. Что собой представляют арретирующие устройства в гироскопических приборах?
14. Назначение демпфирующих гироскопов.
15. Назначение выключателей коррекции.
16. Какие устройства включает в себя структурная схема выключателя коррекции?
17. Каков принцип действия основан в лазерных гироскопах?

Тесты к гл. 6 АПиИИС

Вопросы для тестирования

1. Что собой представляет и для чего предназначен авиагоризонт на основе трехстепенного гироскопа?
2. Какие причины вызывают уход оси гироскопа авиагоризонта при прямолинейном горизонтальном движении ВС, из-за которых существует необходимость постоянной коррекции вертикали места?
3. Что собой представляет одноосный силовой гиростабилизатор?
4. Что собой представляет гировертикаль?
5. Какие системы образуют входящие элементы и устройства в центральную гировертикаль?
6. Чем отличается ЦГВ от МГВ?
7. Какими параметрами характеризуется геомагнитное поле Земли?
8. Что такое девиация?
9. Назначение и область применения индукционного датчика?
10. На чем основан принцип работы чувствительного элемента индукционного датчика?
11. Что собой представляет гирополукомпас?
12. Дайте определение ортодромической системы координат.
13. Какие виды коррекций используются в гирополукомпасе ГПК-52?
14. Какие методические погрешности имеют гирополукомпасы?
15. Что такое астрономический компас и его назначение?
16. Как определяется гиромагнитный курс?
17. Как определяется гирополукомпасный курс?
18. Как измеряется приведенный курс?

Тесты к гл.7 АПиИИС

Вопросы для тестирования

1. Какие методы навигации используются в авиации?
2. Какие методы счисления пути используются в авиации?
3. Определение и назначение акселерометров?
4. Какие бывают акселерометры по характеру применения инерциальной массы?
5. Какие бывают акселерометры по способу подвеса инерциальной массы?
6. Какие бывают акселерометры по характеру зависимости между силой реакции подвеса и выходным сигналом?
7. На каких физических принципах основана инерциальная навигация?
8. Каково назначение инерциальных навигационных систем?
9. Назовите преимущества инерциальных навигационных систем?
10. Как классифицируются ИНС в соответствии с принципами, используемыми при работе и реализации?