

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ  
АВТОНОМНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»  
(Самарский университет)

*В. А. ПРИЛЕПСКИЙ*

## АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Допущено Федеральным учебно-методическим объединением в системе высшего образования по укрупненным группам специальностей и направлений подготовки 25.00.00 «Аэронавигация и эксплуатация авиационной и ракетно-космической техники» в качестве учебного пособия для студентов образовательных организаций высшего образования, обучающихся по основным образовательным программам высшего образования – программам бакалавриата по направлению подготовки 25.03.02 «Техническая эксплуатация авиационных электро-систем и пилотажно-навигационных комплексов»

САМАРА  
Издательство Самарского университета  
2016

УДК 681.2: 629.13(075.8)

ББК 68.53

П 76

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. С. В. Кузнецов ;  
канд. техн. наук, проф. И. Н. Гусев

*Прилепский, Василий Андреевич*

**П76** **Авиационные приборы:** учеб. пособие / В.А. Прилепский. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. – 316 с.

**ISBN 978-5-7883-1123-4**

Учебное пособие содержит систематизированное изложение учебного материала, соответствующего учебной программе дисциплины «Авиационные приборы», и соответствует требованиям к структуре, объему, степени научности рассмотренного материала, соотношению его разделов, параграфов с единицами учебного времени, которое отводится на изучение материала.

Изложение теоретического материала основывается на фундаментальных и специальных дисциплинах, а также на основе современных достижений науки и авиационной техники.

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

Разработано на кафедре эксплуатации авиационной техники факультета ИВТ Самарского университета.

УДК 681.2: 629.13(075.8)

ББК 68.53

ISBN 978-5-7883-1123-4

© Самарский университет, 2016

# ОГЛАВЛЕНИЕ

<b>Предисловие .....</b>	<b>7</b>
<b>Введение .....</b>	<b>8</b>
<b>1 Назначение, состав и принципы построения авиационных приборов .....</b>	<b>10</b>
1.1 Назначение и классификация авиационных приборов.....	10
1.2 Условия эксплуатации авиационных приборов.....	11
1.3 Методы измерения параметров в авиации .....	14
1.4 Основные пилотажно-навигационные параметры.....	16
1.5 Измерительные преобразователи, виды, классификация ....	22
1.6 Типовые измерительные схемы.....	27
1.7 Электронные и цифровые устройства в измерительных схемах авиационных приборов.....	43
1.8 Основные характеристики авиационных приборов .....	48
1.9 Погрешности авиационных приборов .....	52
1.10 Установившееся отклонение подвижной части.....	59
1.11 Неустановившееся отклонение подвижной части .....	61
1.12 Статические характеристики приборов .....	66
1.13 Особенности информационных каналов .....	68
Вопросы для самоконтроля.....	72
<b>2 Механические и электромеханические авиационные приборы .....</b>	<b>74</b>
2.1 Авиационные манометры.....	74
2.1.1 Деформационные манометры, погрешности и способы их компенсации .....	78
2.1.2 Электромеханические манометры .....	80
2.1.3 Частотные преобразователи давления .....	82
2.2 Авиационные термометры .....	84
2.2.1 Понятие температуры.....	84
2.2.2 Способы измерения температуры .....	87
2.2.3 Электрические термометры сопротивления .....	91
2.2.4 Термоэлектрические термометры .....	93
2.2.5 Погрешности термометров .....	95
2.2.6 Биметаллические термометры.....	96

2.3	Авиационные измерители частоты вращения	
	и вибрации .....	97
2.3.1	Магнитоиндукционные тахометры .....	98
2.3.2	Погрешности магнитоиндукционных тахометров.....	102
2.3.3	Тахогенераторы постоянного и переменного тока .....	102
2.3.4	Измерители вибрации.....	103
2.3.5	Погрешности измерителей вибрации.....	108
2.3.6	Указатели заданного положения .....	109
2.4	Измерители высотно-скоростных параметров.	
	Общая теория .....	110
2.4.1	Методы определения высоты .....	111
2.4.2	Приемники воздушных давлений.....	112
2.4.3	Механические барометрические высотомеры .....	116
2.4.4	Электромеханические высотомеры.....	123
2.4.5	Электромеханические барометрические датчики высоты.....	130
2.4.6	Корректор – задатчик высоты типа КЗВ.....	131
2.4.7	Указатель высоты и перепада давления в герметической кабине.....	134
2.4.8	Погрешности авиационных барометрических высотомеров .....	137
2.4.9	Радиовысотомеры .....	138
2.4.10	Современные высотомеры .....	144
2.4.11	Методы измерения скорости полета .....	145
2.4.12	Измерители индикаторной скорости .....	146
2.4.13	Измерители истинной воздушной скорости и числа Маха (М) .....	149
2.4.14	Комбинированный указатель скорости .....	152
2.4.15	Измерители вертикальной скорости .....	154
2.4.16	Измерители углов атаки и скольжения.....	157
2.5	Измерители курса.....	158
2.5.1	Магнитные компасы .....	159
2.5.2	Погрешности магнитного компаса.....	162
2.5.3	Индукционный датчик .....	166
2.6	Топливомеры .....	168
2.6.1	Назначение и классификация .....	169
2.6.2	Методы измерения количества топлива .....	170
2.6.3	Поплавковый электромеханический топливомер.....	172

2.6.4 Поплавковый электромеханический топливомер с герконами.....	175
2.6.5 Электроемкостные топливомеры .....	176
2.7 Датчики измерения расхода топлива .....	182
2.7.1 Методы измерения расхода топлива.....	183
2.7.2 Турбинный преобразователь расхода топлива .....	185
2.7.3 Принцип действия и конструкция.....	188
2.7.4 Тахометрические расходомеры с температурной коррекцией плотности.....	192
2.7.5 Турбосиловые расходомеры .....	193
2.7.6 Погрешности тахометрических расходомеров .....	196
Вопросы для самоконтроля .....	198
<b>3 Гироскопические приборы .....</b>	<b>201</b>
3.1 Основы прикладной теории гироскопа.....	201
3.2 Элементы гироскопических приборов и систем .....	206
3.3 Корректирующие устройства .....	211
3.4 Кинематическая схема горизонтальной коррекции главной оси трехстепенного гироскопа .....	213
3.5 Кинематическая схема коррекции по направлению вертикали места .....	214
3.6 Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана .....	215
3.7 Демпфирующие устройства.....	217
3.8 Устройства для съема результатов измерений.....	218
3.9 Арретирующие устройства .....	220
3.10 Демпфирующие гироскопы .....	221
3.11 Датчик угловой скорости (ДУС) .....	224
3.12 Датчики линейных ускорений (акселерометры).....	226
3.13 Выключатели коррекции.....	231
3.14 Лазерные гироскопы.....	233
Вопросы для самоконтроля.....	237
<b>4 Пилотажно-навигационные приборы .....</b>	<b>239</b>
4.1 Авиагоризонты на основе трехстепенного гироскопа .....	239
4.2 Авиагоризонт АГР – 74 .....	245
4.3 Авиагоризонт АГК – 77.....	249
4.4 Приборы навигационные плановые типа ПНП-72 .....	252
4.5 Современный плановый навигационный прибор .....	259
Вопросы для самоконтроля.....	260

<b>5 Цифроаналоговые электронные приборы.....</b>	<b>262</b>
5.1 Виды представления пилотажной и навигационной информации .....	262
5.2 Индикатор температуры жидкокристаллический.....	264
5.3 Индикатор частоты вращения (оборотов) .....	269
5.4 Индикатор крутящего момента и рычага топлива.....	271
5.5 Индикатор положения механизации крыла.....	273
5.6 Индикатор унифицированный профильный .....	278
5.7 Индикатор цифровой температуры воздуха.....	282
5.8 Индикатор цифровой расхода воздуха.....	284
5.9 Компоновка индикаторов на приборных досках летчиков .....	287
5.9.1 Общие требования.....	289
5.9.2 Современные системы отображения информации.....	292
5.9.3 Виды компоновок индикаторов на приборных досках российских и зарубежных самолетов .....	297
Вопросы для самоконтроля.....	301
<b>Глоссарий .....</b>	<b>303</b>
<b>Список рекомендуемой литературы .....</b>	<b>313</b>

## **ПРЕДИСЛОВИЕ**

Содержание учебного пособия соответствует учебной программе по дисциплине «Авиационные приборы» и федеральным государственным стандартам высшего профессионального образования бакалавров в вузах гражданской авиации (ГА) по направлению подготовки 162500.62 Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов.

В учебном пособии изложены теоретические основы и принципы измерений аналоговых и дискретных величин первичных преобразователей, вопросы построения аналоговых и цифровых авиационных приборов, а также методы, способы и средства реализации требуемых характеристик и схемотехнических решений авиационных приборов.

Пособие отличается от других наличием большого числа принципиальных схем измерительных приборов отечественных и зарубежных ВС, рисунков, формул и графиков, обосновывающих изложенные принципы, методы и способы измерения, преобразования и передачи информации, виды и варианты расположения индикаторов в кабинах пилотов.

## ВВЕДЕНИЕ

Непрерывный процесс совершенствования авиационного оборудования воздушных судов (ВС), диктуемый современными требованиями безопасности полетов, значительно усложняет задачи, решаемые 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 работу 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.

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 аэрметрические 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 аэрметрических, 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, а также информационную разгрузку экипажа.

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.

# **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;
- контроля работы силовой установки;
- контроля работы отдельных бортовых систем и агрегатов;
- 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, измерители углов атаки и скольжения, пилотажные гироскопические приборы, 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 пило-

тажно-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, 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 негерметизируемых 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 термостабилизацию и устройства температурной компенсации, используют специальные смазки и т. д.

Давление окружающего воздуха зависит от высоты полета. 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 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, тща-

тельная балансировка подвижных частей приборов, прочные и твердые конструкционные материалы, специальная обработка деталей, обязательная проверка изготовленных приборов на воздействие механических факторов.

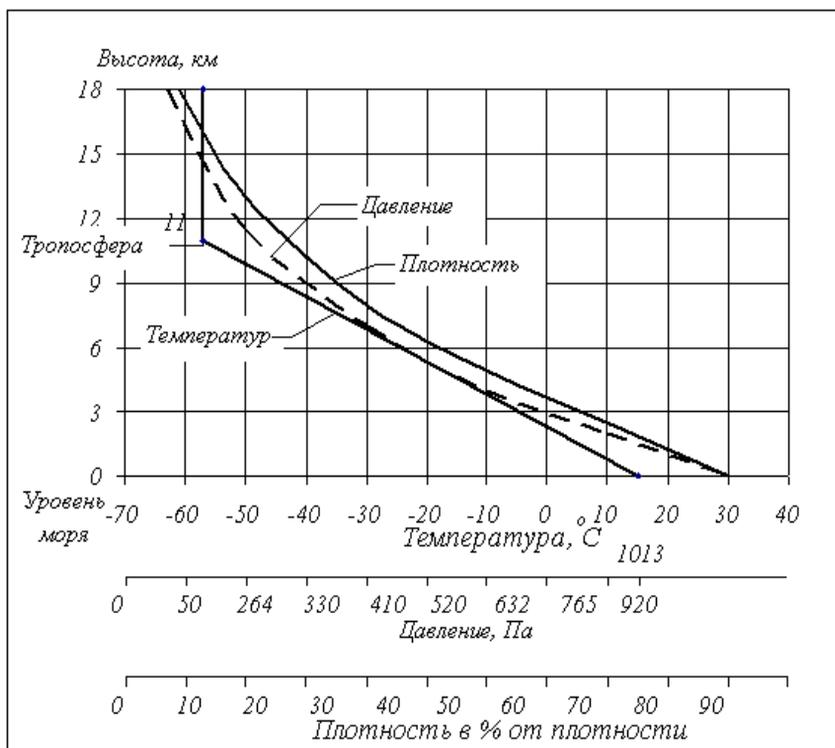


Рис. 1.1. Международная стандартная атмосфера

Итак, АП в процессе летной эксплуатации подвергаются значительным внешним воздействиям: изменению температуры от +60 до –60°C; 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 дос-

тигает 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 рис. 1.1.

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 (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.

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.). Используются 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 явления 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, массы, объема и прочих важных параметров, производится выбор метода измерения параметра, необходимого для работы системы и соответственно датчика, в основе которого лежит данный метод измерения, удовлетворяющий всем техническим требованиям эксплуатации.

## 1.4 Основные пилотажно-навигационные параметры

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

На рис. 1.2 изображена система координат  $Ox_D y_D z_D$ , которая движется поступательно с центром масс самолета относительно системы отсчета  $O_0 x_0 y_0 z_0$ .

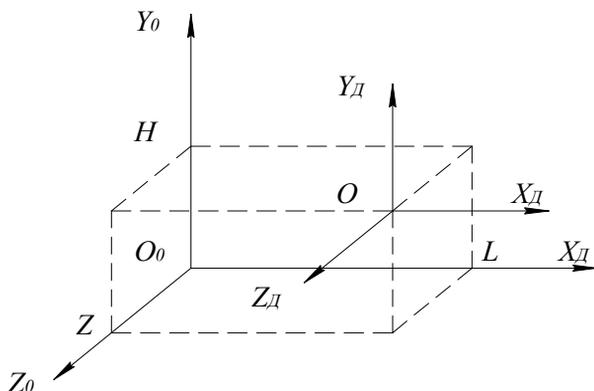


Рис. 1.2. Система координат поступательного движения самолета

Высоты различают как абсолютную ( $H$ ) – отсчитывается от уровня моря, относительную ( $H_{отн}$ ) – отсчитывается от выбранного уровня (от места взлета или посадки), и истинную ( $H_{ист}$ ) – отсчитывается от места, где находится самолет в текущий момент времени.

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

Обозначения:  $\Delta\psi$ ,  $\nu$ ,  $\gamma$  – углы Эйлера.

Угол  $\Delta\psi$  – между осью  $Ox_D$  и проекцией связанной оси  $OX$  на горизонтальную плоскость  $X_D O z_D$  – называется углом рыскания.

Угол  $\nu$  – между осью  $OX$  и горизонтальной плоскостью – называется углом тангажа.

Угол  $\gamma$  – между плоскостью симметрии самолета  $XOY$  и вертикальной плоскостью, проходящей через связанную ось  $Ox_D$ , – называется углом крена.

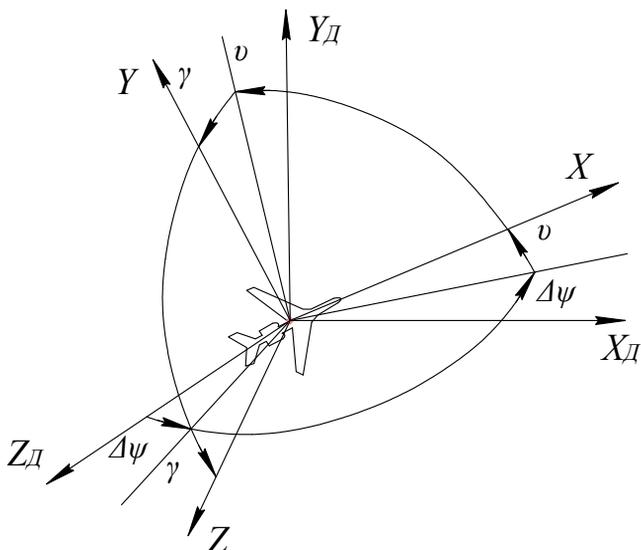


Рис. 1.3. Угловая система координат движения самолета

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

$\psi$  – истинный курс (географический);

$\psi_m$  – магнитный курс (отличается от истинного на величину магнитного склонения  $\Delta_m$ );

$\psi_k$  – компасный курс (отличается от магнитного на величину магнитной девиации  $\Delta_k$ ).

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

Ось  $OX_a$  скоростной системы координат совпадает с направлением вектора  $V$  (рис. 1.5).

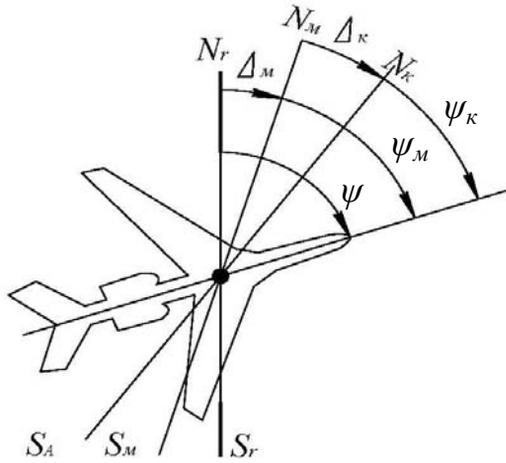


Рис. 1.4. Система координат направления полета самолета

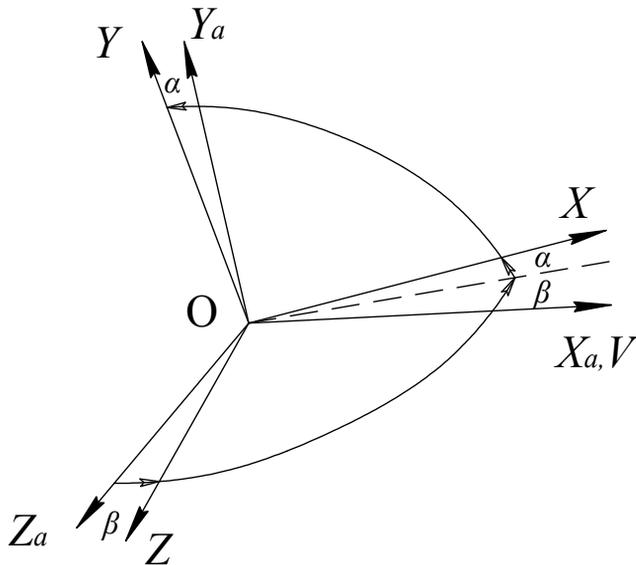


Рис. 1.5. Скоростная система координат движения самолета

Положение скоростной системы координат  $Ox_a y_a z_a$  по отношению к связанной  $OXYZ$  определяется углами  $\alpha$  и  $\beta$ .

Угол  $\alpha$  между проекцией вектора истинной воздушной скорости на плоскость симметрии самолета  $XOY$  и связанной осью  $OX$  называется углом атаки.

Угол  $\beta$  между вектором истинной воздушной скорости и плоскостью симметрии самолета  $XOY$  называется углом скольжения.

Кроме того, используются такие скорости полета, как индикаторная (приборная), путевая и вертикальная. Индикаторная  $V_u$  – это истинная воздушная скорость, приведенная к нормальной плотности воздуха. Путевая  $V_n$  – 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 ( $\omega_x, \omega_y, \omega_z, \dot{\omega}_x, \dot{\omega}_y, \dot{\omega}_z$ ).

Режим работы двигателей характеризуется комплексом параметров, определяющих тягу  $P_m$ , удельный расход топлива  $G_{y0,m}$ , давление  $P_{np}$  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 1.1 – Основные измеряемые параметры и применяемые приборы**

<b>Пилотажно–навигационные параметры</b>		
Наименование параметра	Обозначение	Применяемый измеритель
Углы:		
- рыскания	$\Delta\psi$	Гирополукомпас, курсовая система
- тангажа	$\nu$	Авиагоризонт, гировертикаль

Продолжение табл. 1.1

- крена	$\gamma$	Авиагоризонт, гировертикаль
- курса	$\psi, \psi_M, \psi_K, \psi_0$	Гириндукционный компас, курсовая система
Истинная воздушная скорость	$V$	Измеритель скорости, система воздушных сигналов
Индикаторная скорость	$V_u$	Измеритель скорости, система воздушных сигналов
Число Маха	$M$	Система воздушных сигналов
Путевая скорость	$V_n$	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
Высота полета	$H, H_{исп}, H_{отп}$	Корректор задатчик высоты, система воздушных сигналов
Боковое отклонение	$Z$	Автоматическое навигационное устройство, навигационное вычислительное устройство
Пройденное расстояние	$L$	
Вертикальная скорость	$V_e$	Вариометр, дифференцирующее устройство
Угол атаки	$\alpha$	Датчик угла атаки
Угол скольжения	$\beta$	Датчик угла скольжения
Угловая скорость	$\omega$	Датчик угловой скорости
Угловое ускорение	$\dot{\omega}$	Дифференцирующее устройство
Линейное ускорение	$j$	Датчик линейных ускорений
Угол сноса	$\beta_c$	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
Перегрузка	$n_n$	Датчик перегрузок
<b>Параметры режимов работы силовых установок</b>		
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:		

- топлива	$P_T$	Манометры
- масла	$P_M$	
- за компрессором	$P_K$	
- в воздухозаборнике	$P_{BP}$	
Перепад давления на турбине	$\varepsilon_T$	
Расход топлива:		Дифманометр
- основного	$G_T$	Расходомеры
- форсажного	$G_\Phi$	
Количество топлива в баках:		
- объемное	$V_T$	Топливомеры
- весовое	$Q_T$	
Крутящий момент	$M_{KP}$	Манометр
Тяга двигателя	$P_T$	Измеритель тяги
Амплитуда вибрации	$a_v$	Аппаратура для измерения параметров вибрации
Частота вибрации	$f_v$	
<b>Параметры окружающей среды</b>		
Параметры атмосферы:		
- плотность	$\rho$	Плотнометры
- относительная плотность	$\Delta n$	
- температура	$T$	Термометр
- давление	$P$	Манометр
- влажность	$\chi$	Гигрометр
- скорость ветра	$W$	Измеритель скорости

### 1.5 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 (*ИП*) – датчик, предназначен для преобразования неэлектрической величины в электрическую и является прибором 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. Другими словами, измерительный преобразователь обеспечивает преобразование некоторой входной величины  $x(t)$  в выходную величину  $y(t)$  другого вида, более удобную для дальнейшего использования и обработки.

Как правило, в своем составе он имеет первичный преобразователь (*ПП*) или чувствительный элемент (*ЧЭ*) и измерительную схему.

Упрощенная структурная схема измерительного устройства (прибора) приведена на рис. 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  $U$ .

К первичным преобразователям (*ПП*) предъявляют требования воспроизводимости и однозначности характеристики преобразования  $U = F(X)$ , стабильности во времени характеристики преобразователя,

минимального обратного действия преобразователя на исследуемый объект, точности, быстродействия и т.д.

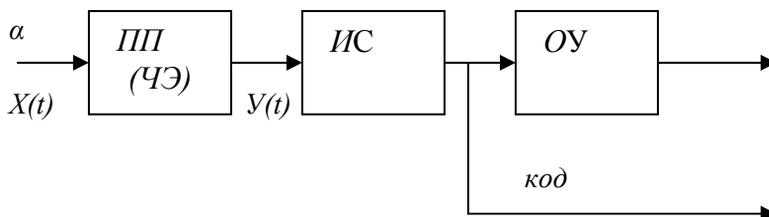


Рис. 1.6. Структура устройства для измерения неэлектрических величин

Различают:

- первичные измерительные преобразователи очень разнообразны по принципу действия, устройству, виду энергии входного сигнала, метрологическим и эксплуатационным характеристикам;
- параметрические *ПП* характеризуются тем, 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 влия-

ние 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  $\Delta(t)$  на сигнал  $x(t)$ , от помех  $\Delta(t)$ , действующих на параметры прибора  $q$ , от погрешностей  $\Delta q$ , возникающих вследствие неточностей изготовления прибора, и от помех  $\nu$ , возникающих в самом приборе (моменты трения, паразитные ЭДС и пр.).

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

где  $x$ ,  $\xi$ ,  $q(\eta)$ ,  $q$ ,  $\nu$  – 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 рис. 1.7.

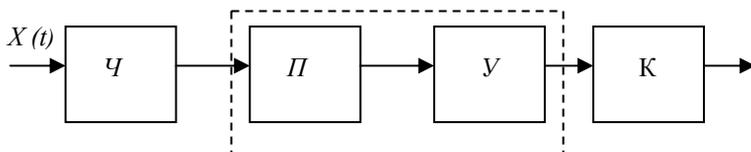


Рис. 1.7. Функциональная схема типового первичного преобразователя (датчика)

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 и т.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  $KУ$  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  $Y(t)$ .

## 1.6 Типовые измерительные схемы

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

Характеристический параметр:

$$\Pi_{Пр} = R_{Пр} = R_0 K,$$

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

$R_0$  – общее сопротивление преобразователя;

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

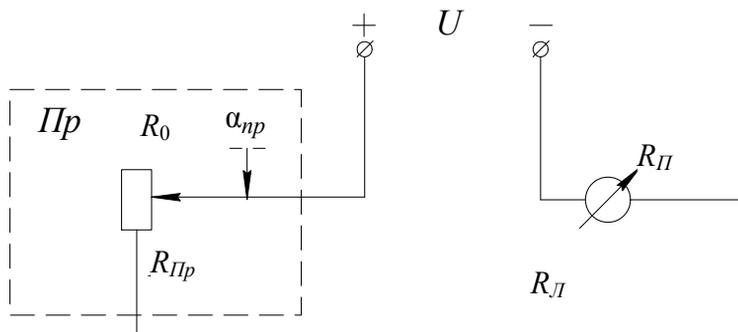


Рис. 1.8. Схема последовательного включения прибора

Ток, протекающий по рамке прибора:

$$I = \frac{U}{R_{\text{Пр}} + R_{\text{Л}} + R_{\text{П}}}, \quad (1.2)$$

где  $R_{\text{Л}}$  – сопротивление соединительных проводов;

$R_{\text{П}}$  – сопротивление измерительного прибора.

Угол отклонения ПЧ прибора равен:

$$\alpha_{\text{ПЧ}} = \frac{K_{\text{П}}}{C_1} \cdot I = \frac{K_{\text{П}}}{C_1} \cdot \frac{U}{R_{\text{Пр}} + R_{\text{Л}} + R_{\text{П}}}, \quad (1.3)$$

где  $K_{\text{П}}$  – коэффициент, учитывающий конструктивные параметры прибора;

$C_1$  – коэффициент жесткости пружины.

Таким образом, показания прибора зависят не только от изменения  $R_{\text{Пр}}$ , но и от  $U$ ,  $R_{\text{Л}}$ ,  $R_{\text{П}}$ .

То есть для уменьшения погрешности необходимо стабилизировать  $U_{\text{П}}$  и  $(R_{\text{Л}} + R_{\text{П}}) \ll R_{\text{Пр}}$ .

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

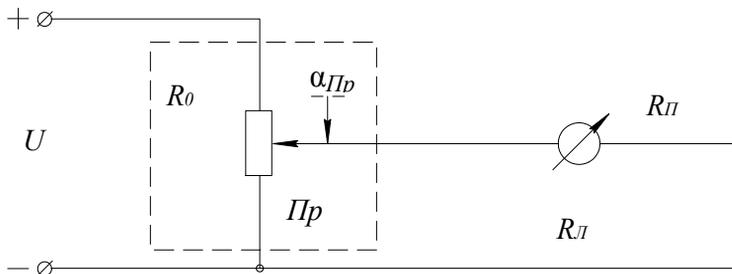


Рис. 1.9. Схема параллельного включения прибора

Эквивалентная схема (рис. 1.10):

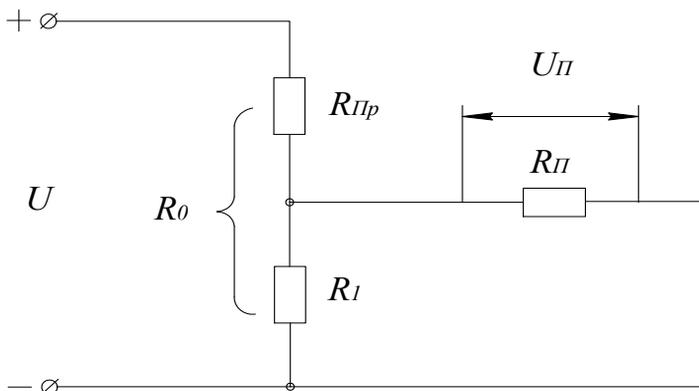


Рис. 1.10. Эквивалентная схема

$$R_I = R_0 - R_{IIp};$$

$$\frac{U}{U_{II}} = \frac{R_{\Sigma}}{R_{\Sigma II}}; \quad U_{II} = U \cdot \frac{R_{\Sigma II}}{R_{\Sigma}};$$

$$R_a = R_{IIp} + \frac{R_I \cdot R_{II}}{R_I + R_{II}} = \frac{R_{IIp}(R_I + R_{II}) + R_I \cdot R_{II}}{R_I + R_{II}};$$

$$R_{\Sigma II} = \frac{R_I \cdot R_{II}}{R_I + R_{II}};$$

$$U_{II} = U \cdot \frac{R_I \cdot R_{II}}{R_I + R_{II}} \cdot \frac{R_I + R_{II}}{R_{IIp}(R_I + R_{II}) + R_I \cdot R_{II}}.$$

Подставив  $R_I = R_0 - R_{IIp}$ , получим:

$$U_{II} = U \frac{R_0 \cdot R_{II} - R_{IIp} \cdot R_{II}}{R_{IIp} \cdot R_0 - R_{IIp}^2 + R_{II} \cdot R_{IIp} + R_0 \cdot R_{II} - R_{II} \cdot R_{IIp}}.$$

Поделим на  $R_{II} \cdot R_{IIp}$ :

$$U_{II} = U \frac{\frac{R_0 - R_{IIp}}{R_{IIp}}}{\frac{R_0 - R_{IIp}}{R_{II}} + \frac{R_0}{R_{IIp}}} = U \frac{(R_0 - R_{IIp})R_{II}}{R_{IIp}(R_0 - R_{IIp}) + R_0 R_{II}}. \quad (1.4)$$

Ток, протекающий по прибору, равен:

$$I = \frac{U_{II}}{R_{II}} = U \cdot \frac{R_0 \cdot R_{IIp}}{R_{IIp} \cdot (R_0 - R_{IIp}) + R_0 \cdot R_{II}}.$$

Отклонение ПЧ равно:

$$\alpha_{ПЧ} = \frac{K_{II}}{C_1} \cdot I = \frac{K_{II}}{C_1} \cdot \frac{U \cdot (R_0 - R_{IIp})}{R_{IIp}(R_0 - R_{IIp}) + R_0 \cdot R_{II}}, \quad (1.5)$$

т.е. при  $R_{II} \rightarrow 0$ , ток  $I = \frac{U}{R_{IIp}}$ , а

$$\alpha_{ПЧ} = \frac{K_{II}}{C_1} \cdot \frac{U}{R_{IIp}}. \quad (1.6)$$

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

При  $R_{II} \gg R_0$ ,  $\alpha_{ПЧ} = \frac{K_{II}}{C_1} \cdot \frac{U}{R_{II}}$  – слабо чувствительная измери-

тельная схема преобразователя с прибором.

3. *Схема делителя напряжения с включением логометра* (рис. 1.11).

Делитель образуется сопротивлениями  $R_{IIp}$  и  $R_0 - R_{IIp}$ , напряжение с которого подается на катушки логометра, обладающие сопротивлениями  $R_{II1}$  и  $R_{II2}$ . Показания логометра пропорциональны отношению токов в катушках.

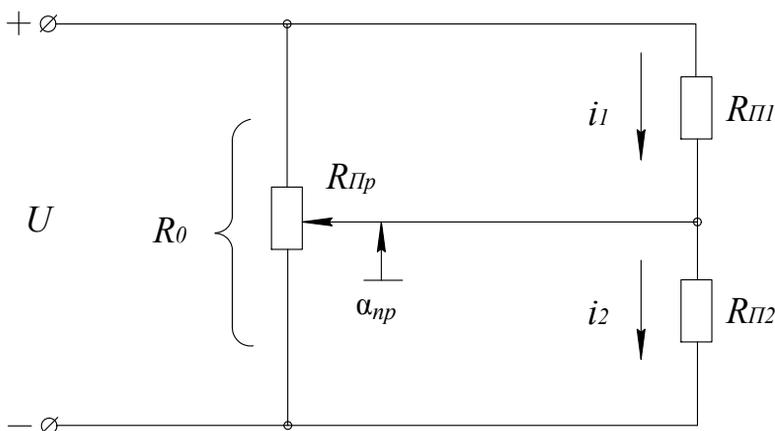


Рис. 1. 11. Схема делителя напряжения с включением логометра

Полагаем, что

$R_{II1} = R_{II2} = R_{II}$ , получим:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\frac{R_{IIp} \cdot R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}}}{\frac{(R_0 - R_{IIp}) \cdot R_{II}}{(R_0 - R_{IIp}) + R_{II}}} = \frac{R_{IIp}}{R_0 - R_{IIp}} \cdot \frac{(R_0 - R_{IIp}) + R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}}. \quad (1.7)$$

Поделим все выражение на  $R_0$  и, подставляя значения  $K = \frac{R_{IIp}}{R_0}$ ,

получим:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\frac{R_{IIp}}{R_0} \cdot \left( \frac{R_0}{R_0} - \frac{R_{IIp}}{R_0} \right) + \frac{R_{II}}{R_0}}{\left( \frac{R_0}{R_0} - \frac{R_{IIp}}{R_0} \right) \cdot \left( \frac{R_{IIp}}{R_0} + \frac{R_{II}}{R_0} \right)} = \frac{K \left[ (1 - K) + \frac{R_{II}}{R_0} \right]}{(1 - K) \cdot \left( K + \frac{R_{II}}{R_0} \right)}.$$

Поделив последнее выражение на  $\frac{R_{II}}{R_0}$ , получим:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{K \left[ \frac{R_0}{R_{II}} (I - K) + I \right]}{(I - K) \left( \frac{R_0}{R_{II}} \cdot K + I \right)}. \quad (1.8)$$

Для получения большой чувствительности схемы берут  $R_{II} \gg R_0$ , тогда

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{K}{I - K}. \quad (1.9)$$

#### 4. Схема делителя тока с включением логометра (рис. 1.12).

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

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{(R_0 - R_{IIp}) + R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}} = \frac{R_0 \cdot (I - K) + R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}}. \quad (1.10)$$

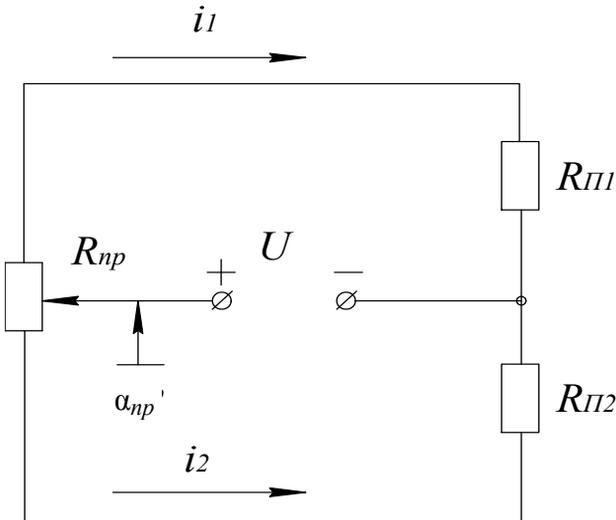


Рис. 1.12. Схема делителя тока с включением логометра

Для увеличения чувствительности следует выполнить условие  $R_{II} < R_0$ .

### 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 (рис. 1.13).

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

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

$$i_{II} = U \frac{R_1 R_{IIp} - R_2 R_3}{R_{II} (R_1 + R_2) (R_3 + R_{IIp}) + R_1 R_2 (R_3 + R_{IIp}) + R_3 R_{IIp} (R_1 + R_2)}. \quad (1.11)$$

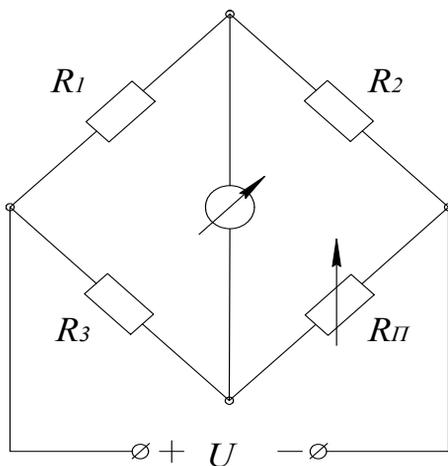


Рис. 1.13. Мостовая схема постоянного тока

Для увеличения чувствительности следует выполнить условие:  
 $R_{II} < R_{np}$ .

При выполнении равенства  $R_1 R_{IIp} = R_2 R_3$  ток в диагонали моста равен нулю. При изменении  $R_{IIp}$  ток  $i_{II}$  изменяется пропорционально  $R_{IIp}$ .

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:

$$S_i = \frac{\Delta i_n}{\left( \frac{\Delta R_{IIp}}{R_{IIp}} \right)} = \frac{\Delta i_n}{\varepsilon}. \quad (1.12)$$

По напряжению:

$$S = \frac{\Delta i_n R_n}{\left( \frac{\Delta R_{IIp}}{R_{IIp}} \right)} = \frac{\Delta U_n}{\varepsilon}, \quad (1.13)$$

где  $\varepsilon = \frac{\Delta R_{IIp}}{R_{IIp}}$  – относительное изменение сопротивления преобразователя.

Отклонение ПЧ гальванометра равно:

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

где  $P_n$  – мощность, рассеиваемая в рамке.

$P_{max}$  будет определяться с учетом условия повышения чувствительности прибора:

$$R_n = \frac{R_1 R_2}{R_1 + R_2} + \frac{R_3 R_{IIp}}{R_3 + R_{IIp}}, \text{ т. е. } R_{np} \gg R_3. \quad (1.15)$$

В приборах часто применяются симметричные мосты, когда:

$$R_1 = R_2, R_3 = R_{\text{лп}};$$

$$R_1 = R_3, R_2 = R_{\text{лп}};$$

$$R_1 = R_2 = R_3 = R_{\text{лп}}.$$

На рис. 1.14 представлена схема моста с логометром.

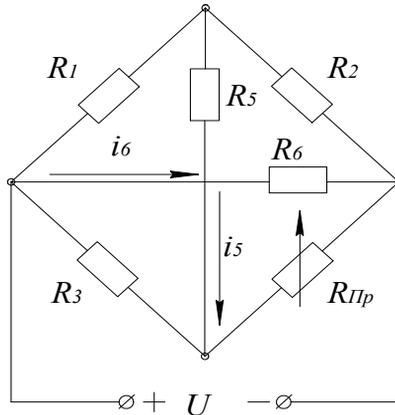


Рис. 1.14. Схема моста с логометром

При изменении  $R_{\text{лп}}$  изменяется сила тока лишь в рамке  $R_5$ . В зависимости от отношения токов в рамках угол отклонения  $\text{ПЧ}$  логометра равен:

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

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

$\Delta i_5$  – изменение тока, соответствующее изменению сопротивления  $\Delta R_{\text{лп}}$ .

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

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

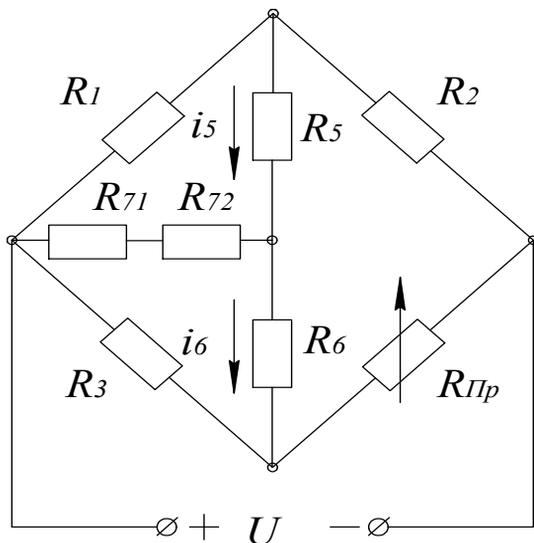


Рис. 1.15. Схема моста со встречным включением обмоток логометра

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

$$\frac{i_5}{i_6} = \frac{R_1 R_5 - R_{\text{лп}} R_7 + R_2 (R_5 + R_7 + R_1)}{R_1 R_6 - R_2 R_7 + R_{\text{лп}} (R_5 + R_7 + R_1)}. \quad (1.17)$$

По этому отношению токов определяется угол отклонения ПЧ логометра.

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

Также для повышения чувствительности моста применяют схему двойного моста (рис. 1.16).

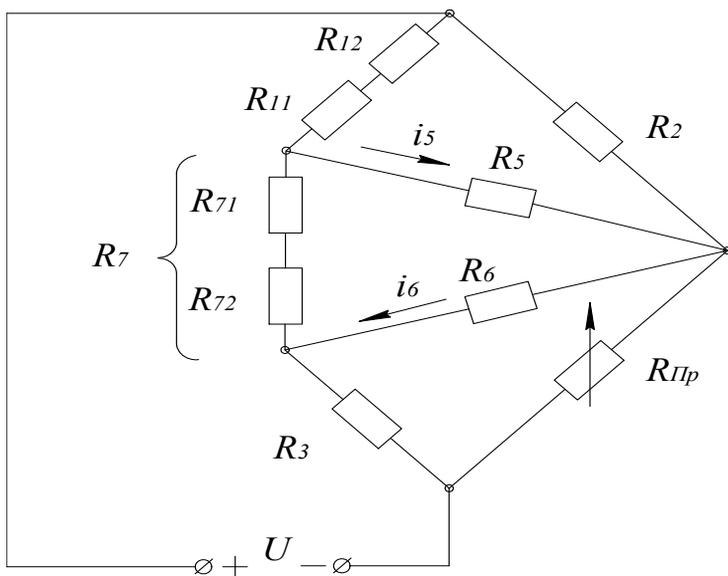


Рис. 1.16. Схема двойного моста

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  $R_2 = R_{Пp}$  мост будет разбалансирован, т.к.  $R_7 \neq 0$  (ток потечет по обмотке  $R_5$ ), а при отсутствии  $R_5$  ток потечет в другую сторону по обмотке  $R_6$ . При изменении  $R_{Пp}$  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  $t^\circ$  окружающей среды, а сопротивление  $R_{72}$  – в обмотке  $R_5$ .

#### 6. Измерительные схемы статического уравнивания.

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

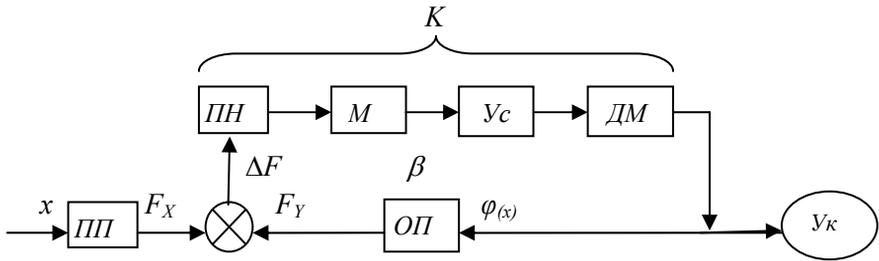


Рис. 1.17. Схема измерительной цепи статического уравнивания

Измеряемая величина  $x$  преобразуется с помощью первичного преобразователя  $ПП$  в величину  $F_x$ , уравниваемую 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  $M$ , усилителя  $Ус$  и демодулятора  $ДМ$ . На вход преобразователя  $ПН$  поступает сигнал рассогласования  $\Delta F = F_x - F_y$ .

Измерительная цепь статического уравнивания 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)  $\beta$ .

Важной особенностью цепей уравнивания является обратный преобразователь, который выполняет функцию преобразования выходной величины  $I$  в сигнал  $F_y$ , однородный с сигналом  $F_x$  (напряжение – напряжение, сила тока – сила тока, сила – сила, момент – момент).

6.1 *Схема уравновешенного моста с линейной характеристикой* представлена на рис. 1.18.

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

Уравнение равновесия при условии, что щетка  $R_{Пp2}$  находится в крайнем левом положении, имеет вид:

$$R_{Пp1} R_4 = R_2 (R_{Пp2} + R_3). \quad (1.18)$$

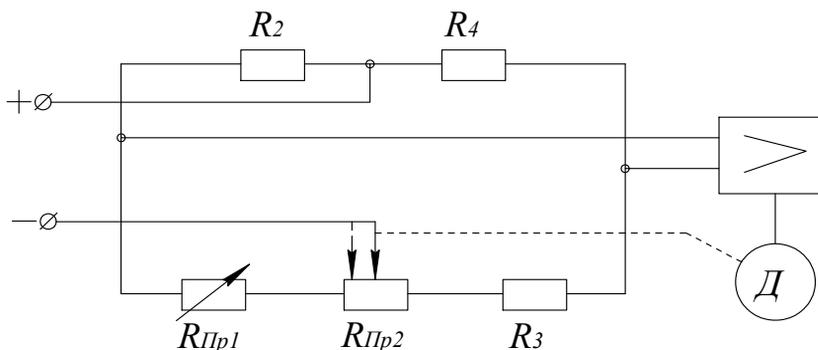


Рис. 1.18. Схема уравновешенного моста с линейной характеристикой

Пусть  $R_{Пп1}$  уменьшается при изменении измеряемой величины. Мост разбалансируется и двигатель будет перемещать щетку  $R_{Пп}$  до наступления равновесия.

$$(R_{Пп1} - \Delta R_{Пп1} + \Delta R_{Пп2}) R_4 = R_2 (R_3 + R_{Пп2} - \Delta R_{Пп2}). \quad (1.19)$$

Из уравнения (1.18) выразим  $R_3$ :

$$R_3 = \frac{R_{Пп1} R_4 - R_2 R_{Пп2}}{R_2}$$

и, подставив в уравнение (1.19), получим:

$$-R_4 \Delta R_{Пп1} + \Delta R_{Пп2} R_4 = -R_2 \Delta R_{Пп2},$$

откуда

$$\Delta R_{Пп2} = \Delta R_{Пп1} \frac{R_4}{R_4 + R_2}, \quad (1.20)$$

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

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

Уравнение равновесия имеет вид:

$$R_{\Pi p1} (R_3 + R_{\Pi p2}) = R_1 R_4. \quad (1.21)$$

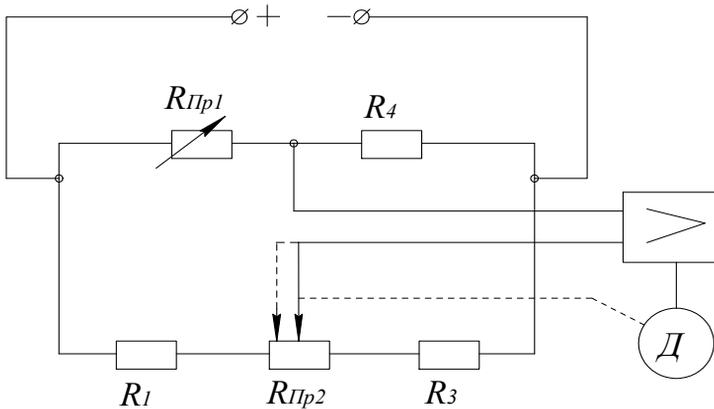


Рис. 1.19. Схема уравновешенного моста с нелинейной характеристикой

При изменении  $R_{\Pi p1}$  и  $R_{\Pi p2}$ :

$$(R_{\Pi p1} + \Delta R_{\Pi p1})(R_3 + R_{\Pi p2} - \Delta R_{\Pi p2}) = R_4 (R_1 + \Delta R_{\Pi p2}). \quad (1.22)$$

Из уравнения (1.21) выразим  $R_1$ :

$$R_1 = \frac{R_{\Pi p1} R_3 + R_{\Pi p1} R_{\Pi p2}}{R_4}$$

и, подставив в уравнение (1.22), получим:

$$\Delta R_{\Pi p2} (R_{\Pi p1} + R_4 + \Delta R_{\Pi p1}) = \Delta R_{\Pi p1} (R_3 + R_{\Pi p2}),$$

откуда

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

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

7. *Схема измерительной цепи развертывающего уравновешивания.*

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

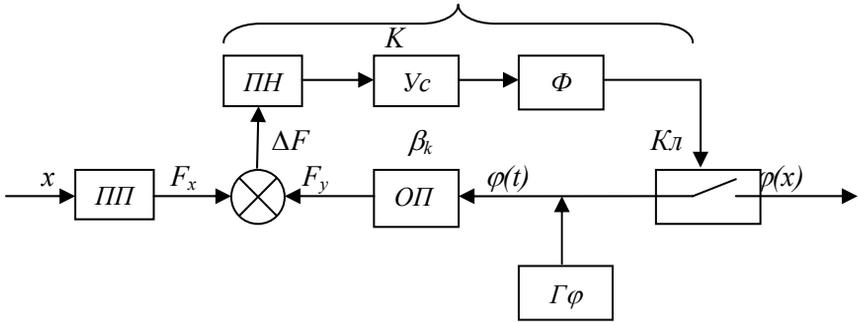


Рис. 1.20. Схема измерительной цепи развертывающего уравновешивания

Измерительные цепи развертывающего уравновешивания имеют хорошее быстродействие. В этих цепях можно выбирать большое значение глубины уравновешивания  $\beta_k$ , 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 уравнивания позволяет получить большое быстродействие, достаточное для измерения многих быстропротекающих процессов.

8. Мостовая схема переменного тока.

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

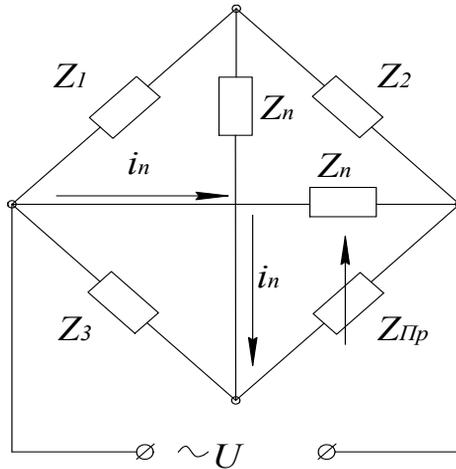


Рис. 1.21. Схема моста переменного тока

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

$$i_n = \frac{U \varepsilon}{2\sqrt{(R_l + R_{Пp} + 2R_{П})^2 + (X_l + X_{Пp} + 2X_{П})^2}}, \quad (1.24)$$

где  $R$  – активное сопротивление,  $X$  – реактивное сопротивление.

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

## 1.7 Электронные и цифровые устройства в измерительных схемах авиационных приборов

### 1 Электронные усилители

Усилитель – это устройство, позволяющее управлять сигналом малой мощности на входе мощным выходным сигналом (с учетом наличия внешнего источника питания для выходного сигнала). Простейшим примером усилителя является реле, контактор или магнитный пускатель, мощность которых, потребляемая катушкой управления, составляет несколько ватт, а мощность подключаемой нагрузки (электродвигатели) может достигать нескольких киловатт. Большое распространение получили различные электронные усилители на основе полупроводниковых приборов (транзисторы и микросхемы на их основе): усилители постоянного и переменного тока, предварительные, частотные, измерительные и др.

Простейший усилитель такого типа на дискретных элементах представлен на рис. 1.22.

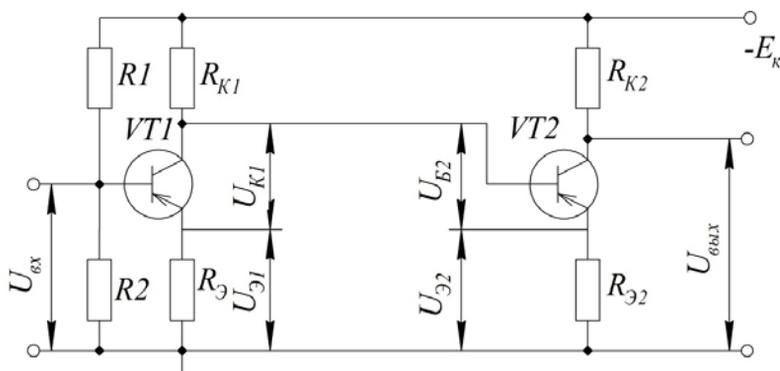


Рис. 1.22. Схема транзисторного усилителя постоянного тока

Усилители постоянного тока предназначены для усиления постоянного напряжения и применяются в измерительных и преобразовательных приборах для усиления сигналов с датчиков, а также являются основой для распространенных микросхем операционных усилителей (ОУ).

Резисторы  $R_1$ ,  $R_2$  представляют делитель напряжения  $E_k$  и задают напряжение смещения на базе транзистора  $VT1$  и определяют его рабочую зону, в цепи с резисторами  $R_k$  и  $R_{\sigma 1}$  составляют управляемый входным сигналом  $U_{вх}$  делитель напряжения и определяют соответственно уровни напряжений  $U_{\sigma 1}$  и  $U_{к1}$ , поступающие на второй каскад усиления. Принцип работы каскада на транзисторе  $VT2$  аналогичен, а уровень выходного напряжения  $U_{вых}$  определяется напряжением питания  $E_k$ , параметрами транзисторов, резисторов и входным сигналом  $U_{вх}$ .

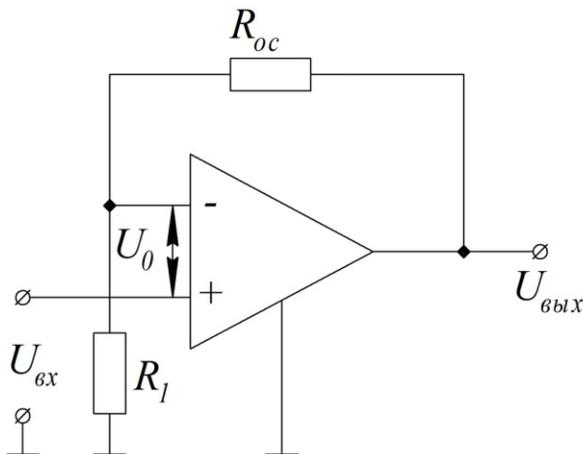


Рис. 1.23. Схема усилителя постоянного тока

Широкое применение получили усилители постоянного тока на базе операционных усилителей (ОУ), простейшая схема которых приведена на рис. 1.23. Здесь выходное напряжение  $U_{вых}$ , определяется соотношением резисторов  $R_{ос}/R_1$ , т. е. коэффициентом обратной связи и входным сигналом  $U_{вх}$ .

Отличительной особенностью усилителей переменного тока является наличие разделительных конденсаторов на входе и выходе усилителя, что позволяет пропускать через усилитель лишь переменную составляющую входного сигнала.

Назначение предварительного усилителя – усиление входного сигнала до необходимого уровня, который далее передается для обработки. Примером могут служить усилители для преобразования сигналов первичных датчиков и первичных преобразователей.

Среди усилителей частоты выделяют высокочастотные и полосовые. Основное применение усилители высокой частоты нашли в измерителях вибрации, радиотехнических и радиолокационных приборах и др. Простейший вариант применения высокочастотного усилителя – усиление сигнала от антенны. Полосовые усилители позволяют усиливать сигнал в определенном диапазоне частот, например, в измерителях виброускорения или виброскорости.

Большую группу электронных усилителей занимают измерительные усилители (инструментальный усилитель), применяемые в авиационных приборах, информационно-измерительных системах, средствах автоматизации и управления бортовыми системами и комплексами. Схемы измерительных усилителей, как правило, строятся на базе нескольких ОУ. Наиболее часто используемая схема измерительного усилителя показана на рис. 1.24.

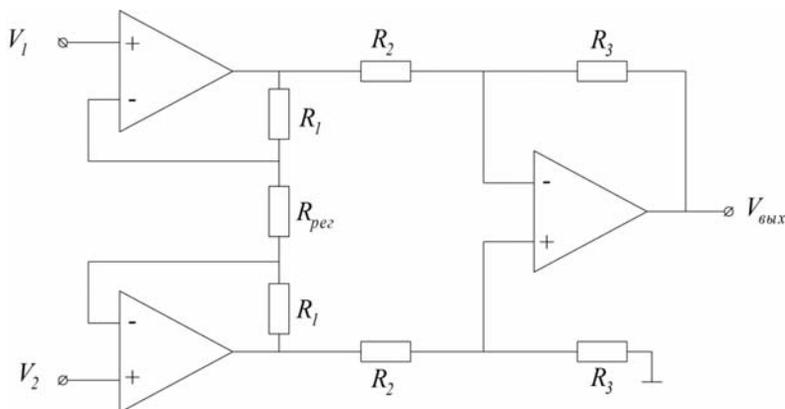


Рис. 1.24. Схема измерительного усилителя

Измерительный усилитель представляет собой двухкаскадный усилитель. Первый каскад – дифференциальный усилитель на двух взаимосвязанных неинвертирующих усилителях. Для повышения входного сопротивления входной каскад строят на двух отдельных (независимых) неинвертирующих усилителях. Второй каскад – дифференциальный инвертирующий усилитель. Буферные взаимосвязанные неинвертирующие усилители увеличивают входное сопротивление (импеданс) низкоимпедансного дифференциального инвертирующего усилителя. Резистор  $R_{\text{рег}}$  – общий для обоих неинвертирующих усилителей.

Коэффициент усиления напряжения дифференциального инвертирующего усилителя равен:

$$K_{ud} = \frac{R_3}{R_2},$$

а коэффициент усиления напряжения всей схемы определяется как произведение коэффициентов инвертирующего и неинвертирующих каскадов усиления и составляет:

$$K_U = K_{Ud} \cdot K_{Ub} = \frac{V_{\text{Вых}}}{V_1 - V_2} = \left( 1 + \frac{2R_1}{R_{\text{рег}}} \right) \frac{R_3}{R_2}. \quad (1.25)$$

Инструментальный усилитель может быть построен из отдельных операционных усилителей и прецизионных резисторов. Такие усилители имеют следующие характеристики: очень малое смещение постоянного тока, малый дрейф и шум, очень высокий коэффициент усиления при разомкнутой обратной связи, очень высокий коэффициент ослабления синфазного сигнала и очень высокие входные сопротивления. Такие усилители применяются, когда требуются большая точность и высокая стабильность схемы, как кратковременно, так и долговременно.

## 2 Цифровые и логические устройства

В цифровых арифметических и логических устройствах используется преимущественно двоичная система счисления, содержащая всего две цифры – 0 и 1. Арифметические действия с двоичными числами такие же, как и с десятичными, причем переполнение младшего разряда результата сопровождается переносом 1 в старший разряд, что позволяет производить вычисления и с многоразрядными двоичными числами. Представление двоичных цифр низким и высоким уровнями напряжения в сочетании с исключительной простотой таблиц сложения и умножения позволяет строить элементы цифровой техники на транзисторах, работающих в ключевом режиме. В таком режиме транзистор, как известно, может находиться в одном из двух состояний: открытом или закрытом. Существенное различие этих состояний транзисторно-цифровой и интегральной логики обеспечивает безошибочное распознавание соответствующих им цифр 0 или 1, а следовательно, высокую надежность и достоверность измерительной информации, а также высокую помехозащищенность.

В табл. 1.2 показаны простейшие операции сложения (дизъюнкция – операция «ИЛИ»), умножения (конъюнкция – операция «И») в двоичной системе счисления, инверсия (конъюнкция – операция «И-НЕ»).

Аналогичным образом осуществляются операции более сложных функций, а также вычисление функции от функций, которые вычисляются посредством битовых операций, булевых функций, двоичной логики, комбинационной логики, секвенциальной логики, двухуровневых элементов и др.

Таблица 1.2 – Простейшие логические операции

Сложение $A + B$	Умножение $A \cdot B$	Инверсия $A/B$
$0 + 0 = 0$	$0 \cdot 0 = 0$	$0 / 0 = 1$
$1 + 0 = 1$	$1 \cdot 0 = 0$	$1 / 0 = 1$
$0 + 1 = 1$	$0 \cdot 1 = 0$	$0 / 1 = 1$
$1 + 1 = 10$	$1 \cdot 1 = 1$	$1 / 1 = 0$

Значения функций, реализуемых в цифровых устройствах, выражаются логическими 0 и 1, соответствующими низкому и высокому

уровням напряжения. Логический элемент – это электронная схема, выполняющая некоторую простейшую логическую операцию. На рис. 1.25 приведены примеры условных графических обозначений некоторых логических элементов.

Логический элемент может быть реализован в виде отдельной интегральной схемы. Как правило, интегральная схема содержит несколько логических элементов.

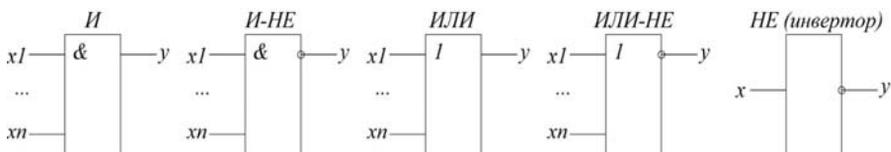


Рис. 1.25. Простейшие логические элементы

Логические элементы используются в устройствах цифровой электроники (логических устройствах) для выполнения преобразования логических сигналов.

Такие логические устройства могут быть:

- комбинационными, в которых выходные сигналы однозначно определяются входными сигналами – сумматор, полусумматор, шифратор, дешифратор, мультиплексор, демультиплексор, цифровой компаратор и т.д.;
- последовательными, в которых выходные сигналы определяются не только сигналами на входах, но и предысторией их работы, то есть состоянием элементов памяти, – триггер, счетчик импульсов, регистр, вентьюнктор, секвенсор и т.д., а также арифметико-логические устройства и др.

## 1.8 Основные характеристики авиационных приборов

Авиационные приборы и измерительные системы состоят из элементов, имеющих самое различное назначение, однако характерными из них являются функциональные элементы ( $\Phi Э$ ), 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  $A_{OУ}$ , т.е. значение измеряемой величины, определяемое по отчетному устройству, ведется по шкале и по отклонению указателя:

$$A_{OУ} = ad_{шк}, \quad d_{шк} = \alpha_{OУ} = f(A),$$

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

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

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

Зависимость  $\alpha_{OУ} = f(A)$ , 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.

$$\left. \begin{aligned} M_{ДВ} &= f_{Д}(A_{ПЧ}) \approx f(A) \\ P_{ДВ} &= (A_{ПЧ}) \approx f(A) \end{aligned} \right\} \quad (1.26)$$

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

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

$$M = f_M(\alpha_{ПЧ}); P = f_P(\alpha_{ПЧ}). \quad (1.27)$$

В положении равновесия, соответствующего отсчету по шкале моменты равны:

$$M_{ДВ} = M, \quad \text{т.е. } f_{Д}(A) = f_{Д}(\alpha_{ПЧ}). \quad (1.28)$$

Отсюда  $\alpha_{ПЧ} = f(A)$  определяет характеристический параметр ПЧ.

Передачно-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:

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

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 регулировке и подгонке 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 дающего величину  $A_{ПЧ}$ , необходимую для создания движущего момента.

Выходной параметр схемы  $P_{CX}$  является величиной, определяющей перемещение  $PЧ$ :

$$P_{CX} = A_{PЧ} = f_{CX}(A).$$

В общем случае

$$P_{CX} = f(P_{П}, P_{ПР}) = f(A_1, A_2, \dots), \quad (1.31)$$

где  $P_{ПР}$ ,  $P_{П}$  – выходные параметры  $\PhiЭ$  преобразователя и приемника;  
 $A_1, A_2, \dots$  – физические величины, влияющие на результат измерения.

Преобразователь измерительного устройства (датчика), содержит все элементы, участвующие в преобразовании перемещения подвижной детали  $PЧ$  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:

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

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  $PЧ$ , в котором происходит преобразование одного вида энергии в другой. Приемник характеризуется выходным параметром:

$$P_{П} = f_{П}(A). \quad (1.33)$$

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  $\Phi Э$  воспроизводится в виде сигнала управления, подаваемого на двигатель.

Ротор двигателя вращается и перемещает  $\Phi Э Пр$ , при этом обороты двигателя имеют зависимость:

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

## 1.9 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, характеру связи между величиной погрешности и уровнем сигнала, 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  $\Delta y$  как дифференциал функции  $y = f(x)$ , можно получить приближенную связь между погрешностями  $\Delta x$  и  $\Delta y$ :

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

где  $S$  – чувствительность *ИУ*.

Эта связь иллюстрируется графиком (рис. 1.26), 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  $y$ .

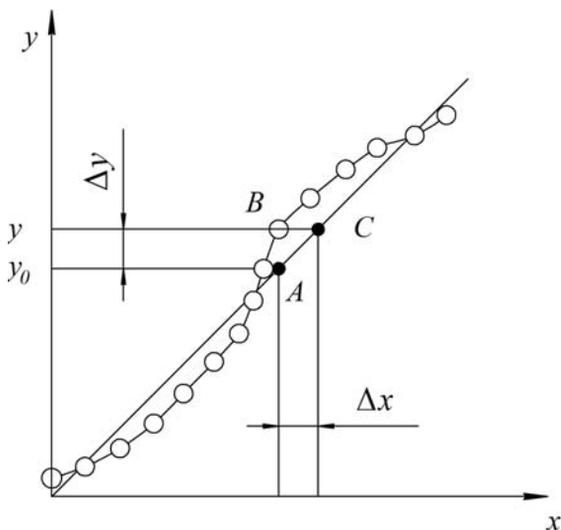


Рис. 1.26. К определению абсолютной погрешности

Если точку  $B$  спроектировать параллельно оси  $x$  на идеальную характеристику, то получим точку  $C(x, y)$ . Отрезок  $CB = x - x_0 = \Delta x$  выражает абсолютную погрешность в единицах  $x$ .

Из треугольника  $ABC$  следует связь между  $\Delta x$  и  $\Delta y$ , которая определяется зависимостью:

$$\frac{\Delta y}{\Delta x} = \frac{m_y}{m_x} \operatorname{tg} \theta = S, \quad (1.36)$$

где  $m_x$  и  $m_y$  – масштабы графика по осям  $x$  и  $y$ ;  $\theta$  – угол  $BCA$ .

Относительная погрешность  $ИУ$  равна отношению абсолютной погрешности  $\Delta x$  или  $\Delta y$  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

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

Приведенная относительная погрешность *ИУ* равна отношению абсолютной погрешности  $\Delta x$  или  $\Delta y$  к соответствующей абсолютной величине диапазона измерения  $x_d$  или  $y_d$ :

$$\zeta_x = \frac{\Delta x}{x_d}; \quad \zeta_y = \frac{\Delta y}{y_d}.$$

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

$$\zeta = \frac{\Delta x}{x_{\bar{A}}} = \frac{\Delta y}{y_d}. \quad (1.37)$$

Класс точности *ИУ* равен наибольшему значению  $\zeta$ , 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  $K = [1; 1,5; 2,0; 3,0; 4,0; 5,0; 6,0] \times 10^n$ , где  $n = 1; 0; -1; -2; \dots$

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 ( $P=100\text{КПа}\pm 4$ ,  $T=20\pm 5^\circ\text{C}$ , влажность  $65\pm 15\%$ , рабочее положение прибора и т.д.).

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

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  $\bar{\Delta}$  и средними квадратичными отклонениями  $\tilde{\sigma}(\Delta)$  случайных погрешностей:

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

где  $n$  – число опытов при определении  $\bar{\Delta}$  :

$\Delta_l$  –  $l$ -я реализация (отсчет) по ОУ.

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

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

$\Delta_i$  – значение величины  $\Delta$  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 показания прибора.

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

$$M_{дв} = f_d(A, D, C, \dots, N) = f_M(\alpha), \quad (1.40)$$

откуда

$$\alpha = f_\alpha(A, D, C, \dots, N). \quad (1.41)$$

Если в методе измерения и в построении прибора не учесть изменений  $\Delta D, \Delta C, \dots, \Delta N$  внешних параметров  $D, C, \dots, N$ , воздействующих на ПЧ, то произойдет изменение момента  $M_{дв}$ . При достаточно малых значениях отклонений  $\Delta D, \Delta C, \dots, \Delta N$  по сравнению с величинами  $D, C, \dots, N$ , она может быть определена как

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

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

$$\frac{\partial f_a}{\partial D}, \frac{\partial f_a}{\partial C}, \dots, \frac{\partial f_a}{\partial N}.$$

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  $\Delta D, \Delta C, \dots, \Delta N$ :

$$-K_D \Delta D; -K_C \Delta C; \dots -K_N \Delta N. \quad (1.43)$$

При введении таких корректирующих сигналов отклонение *ПЧ* равно:

$$\begin{aligned} \alpha_{\text{ТОЧН}} = f(A, D_0, C_0, \dots, N_0) + \left( \frac{f_a}{D} - K_D \right) \Delta D + \dots \\ \dots \left( \frac{f_a}{C} - K_C \right) \Delta C + \left( \frac{f_a}{N} \right) \Delta N, \end{aligned} \quad (1.44)$$

где  $D_0, C_0, \dots, N_0$  – нормальные постоянные внешние параметры.

Для полной компенсации методической погрешности необходимо удовлетворить условиям:

$$K_D = \frac{\partial f_a}{\partial D}, \quad K_C = \frac{\partial f_a}{\partial C}. \quad (1.45)$$

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  $M_{ДВ}$  и  $M$ , которые зависят от параметров, связанных с конструкцией:

$$\alpha = f_{\alpha}(M_{ДВ}, M) = f_{\alpha}(A, B, L, T, P, E, G, \dots), \quad (1.46)$$

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  $\alpha$  равен:

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

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.).

### 1.10 Установившееся отклонение подвижной части

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

$$M_{УСТ} = M_{ДВ} - M,$$

где  $M_{дв} = f_d(A)$  – 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 (рис. 1.27).

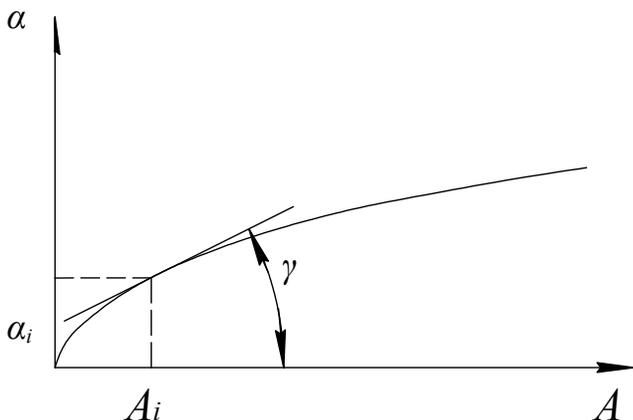


Рис. 1.27. Статическая характеристика измерительного устройства

Чувствительностью измерительного устройства  $S$  называется предел отношения приращений выходной  $\Delta\alpha$  и входной  $\Delta A$  величин при стремлении последней к нулю:

$$S = \lim_{\Delta A \rightarrow 0} \frac{\Delta\alpha}{\Delta A} = \frac{m_\alpha}{m_A} \operatorname{tg} \gamma = \frac{d\alpha}{dA}, \quad (1.48)$$

где  $\gamma$  – угол наклона касательной к характеристике;

$m_\alpha, m_A$  – масштабы графика по осям  $\alpha$  и  $A$ .

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

Чувствительность подвижной части согласно формуле (1.36) будет:

$$S_{ПЧ} = \frac{d\alpha_{пч}}{dA_{пч}}.$$

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

Чувствительность преобразователя:  $S_{ПП} = \frac{d\Pi_{пп}}{dA}$ .

Чувствительность схемы:  $S_{СХ} = \frac{dA_{пч}}{d\Pi_n}$ ;  $S_{СХ} = \frac{dA_{пч}}{dA_{пп}}$ .

Качество подвижной части ПЧ характеризует удельный устанавливающий момент:

$$M_{у.уст} = \frac{\Delta M_{уем}}{\Delta \alpha}.$$

В общем случае:  $M_{у.уст} = \frac{dM_{ос}}{d\alpha} - \frac{dM}{d\alpha}$ . (1.50)

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

### 1.11 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:

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

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  $ПЧ$ ;  $M_{ДВ} = f_d(A, \alpha)$  – 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  $\alpha$ , поэтому им можно пренебречь.

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

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

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

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

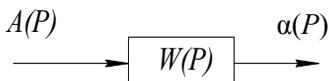
При движении динамическая погрешность равна:

$$\Delta_{дин} = - \frac{J d^2 \alpha}{C_1 dt^2} - \frac{K d\alpha}{C_1 dt}, \quad (1.54)$$

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 уст-

ройства при воздействии измеряемого параметра необходимо знать передаточные функции  $\Phi \dot{\mathcal{E}}$ .



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:  $W_{П}(P) = \frac{\Pi_{П}(P)}{A(P)}.$

3. Преобразователь Ппр:  $W_{Ппр}(P) = \frac{\Pi_{Ппр}(P)}{\alpha_{Ппр}(P)} = K_{Ппр}.$

4. ПМВ механизм:  $W_{ПМВ}(P) = \frac{\alpha_{ПМВ}(P)}{\alpha_{ПЧ}(P)} = K_1 K_2.$

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

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

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

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

Решая это уравнение и введя величину  $\beta = \frac{K}{2\sqrt{C_1 J}}$ , называемую

ступеню успокоения, получим три вида возможных переходных процессов (рис. 1.28).

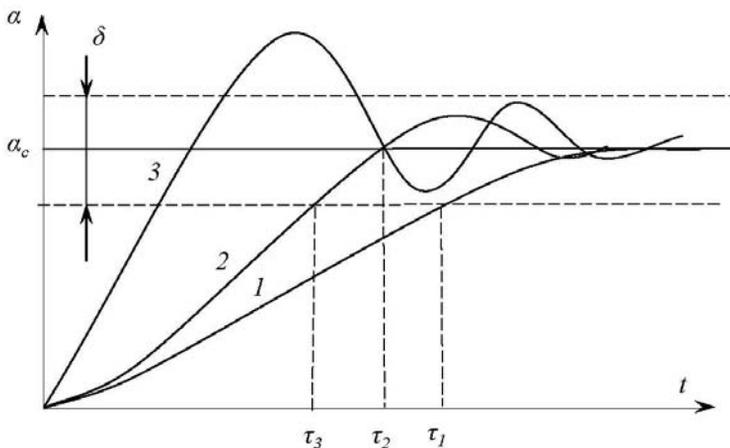


Рис. 1.28. Графики переходных процессов:

1 – аperiodический; 2 – колебательный; 3 – аperiodический (критический);  
 $\delta$  – допустимая зона измерений;  $\tau$  – время, в течение которого ПЧ достигнет положения равновесия

$\beta > 1$  – аperiodический характер движения;

$\beta < 1$  – колебательный характер движения;

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

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

Соединение ФЭ в схеме может быть последовательным, параллельно-согласным, параллельно-встречным и смешанным (рис. 1.29).

При последовательном соединении ФЭ общая передаточная функция и общая чувствительность равны соответственно произведению передаточных функций и чувствительности звеньев (рис. 1.29, а):

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

Если ФЭ соединены параллельно (рис. 1.29, б), то, очевидно,

$$\omega(p) = \sum_{i=1}^n \omega_i(p);$$

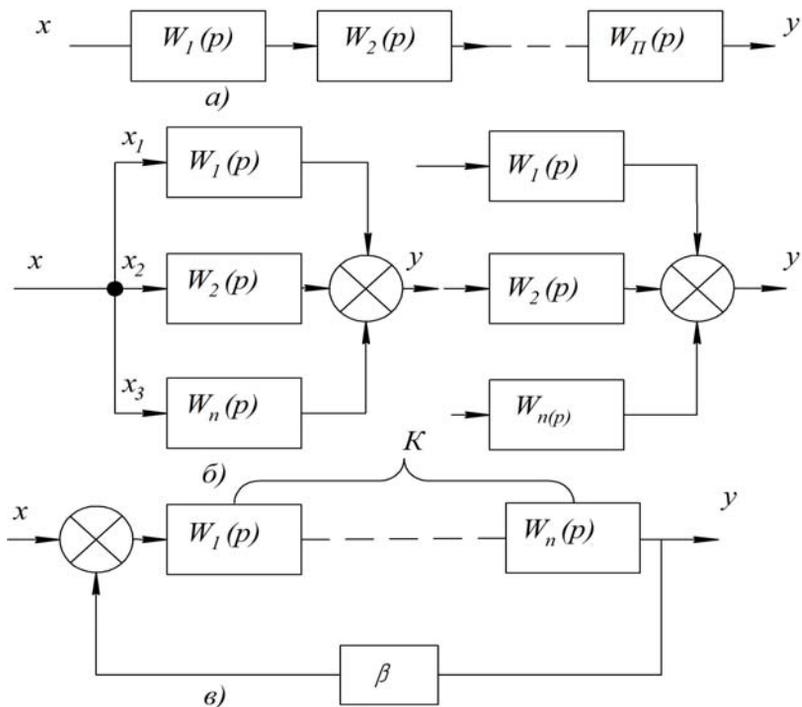


Рис. 1.29. Схемы соединения функциональных элементов прибора

$$S = \sum_{i=1}^n S_i. \quad (1.57)$$

При параллельном встречном соединении (рис. 1.29, в)

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

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  $\Delta S_i$ , вызванные вариациями параметров. Тогда

$$\Delta S = \sum_{i=1}^n \beta_i \Delta S_i$$

и, соответственно,

$$\Delta y = \sum_{i=1}^n \beta_i \Delta S_i,$$

где  $\beta_i$  – коэффициенты влияния;  $\Delta S_i$  – погрешности звеньев;  $\Delta y$  – погрешность прибора.

Погрешности  $\Delta S_i$  и  $\Delta S$ , возникающие вследствие изменения статических характеристик, являются мультипликативными.

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

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

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

## 1.12 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. рис. 1.29)  $y_1 = F_1(x_1)$ ,  $y_2 = F_2(y_1)$ , ...,  $y_n = F_n(y_{n-1})$ , соответственно получаем:

$$y = F_n\{F_{n-1}\dots F_2[F_1(x)]\},$$

$$y = F_1(x) + F_2(x) + \dots + F_n(x),$$

$$y = F_1[x \pm F_2(y)]. \quad (1.60)$$

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. рис. 1.29, 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 уравниванием, 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. рис. 1.29, в) можно трактовать в пределе как звено с бесконечно большой чувствительностью ( $S \rightarrow \infty$ ). В самом деле, если пренебречь зоной нечувствительности, то можно написать

$$x_1 = x - x_2,$$

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

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

При этих условиях выражение (1.60) принимает вид

$$x_2 = F_2(y).$$

Нахождение статической характеристики прибора по статическим характеристикам его  $\Phi\mathcal{E}$  является прямой задачей анализа. Эта задача оказывается определенной только в том случае, когда ищется статическая характеристика каждого  $\Phi\mathcal{E}$ .

### 1.13 Особенности информационных каналов

Информационные каналы предназначены для передачи информации об измеряемой величине от одного  $\Phi\mathcal{E}$  к другому и связывают отдельные элементы в единые информационные комплексы по получению, обработке и индикации измеряемых величин.

В состав информационного канала (рис. 1.30) входит: линия связи, входной и выходной преобразователи.

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



Рис. 1.30. Структурная схема информационного канала

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

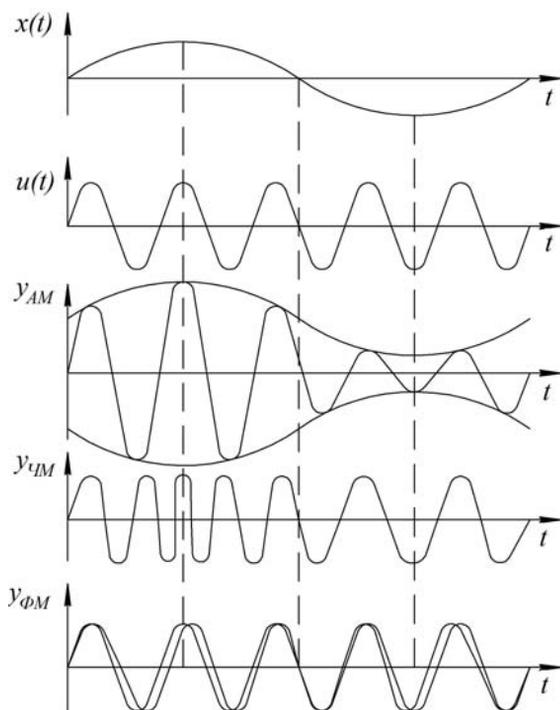


Рис. 1.31. Модуляции синусоидального сигнала

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

Так как синусоидальный сигнал определяется амплитудой, частотой и фазой, то возможны модуляции: амплитудная, частотная и фазовая соответственно (рис. 1.31).

Дискретно-аналоговый сигнал по форме представляет собой следующие друг за другом импульсы напряжения (тока), а по способу шифровки применяются амплитудная, частотная, интервальная и широтная модуляции (рис. 1.32), когда изменяется соответственно амплитуда импульсов, частота импульса или временные интервалы между импульсами. Импульсная форма сигналов позволяет получать относительно высокую помехоустойчивость канала связи. Модуляции синусоидальных и дискретно-аналоговых сигналов изображены на рис. 1.31, 1.32.

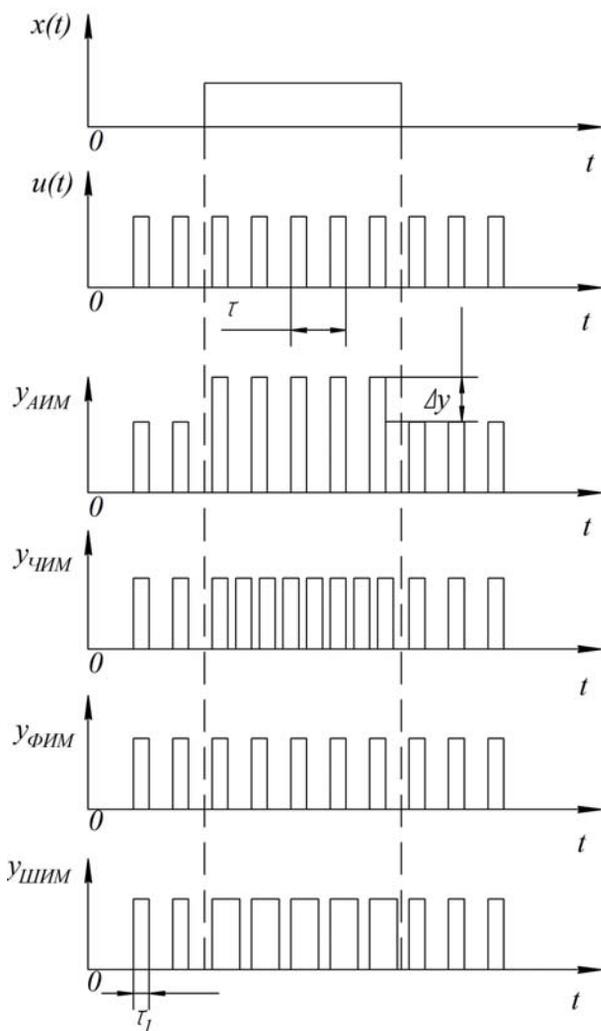


Рис. 1.32. Модуляции дискретно-аналогового сигнала

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.

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.

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 синусо-косинусные трансформаторы и сельсины.

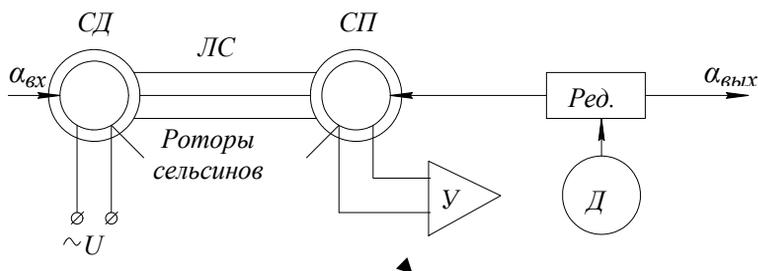


Рис. 1.33. Схема включения сельсинов в следящей системе

Так, например (рис. 1.33), в курсовых системах каналы выполняют как следящие системы, где каждый канал состоит из сельсин-датчика, сельсин-приемника, соединительных проводов, усилителя и двигателя обработки. Сельсины работают в трансформаторном режиме.

Снимаемое с роторной обмотки напряжение СП пропорционально разности углов отклонения роторов сельсинов относительно их статоров. Это напряжение рассогласования через усилитель  $U$  подается на

двигатель  $D$  отработки, который через редуктор поворачивает ротор сельсин-приемника до взаимосогласованного положения обеих частей сельсинов. Угол поворота  $\alpha_{\text{вых}}$  выходной оси редуктора является выходным сигналом канала связи.

Потенциометрические следящие системы применяются 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.

### ***Вопросы для самоконтроля***

Проверьте себя, отвечая письменно или устно на сформулированные ниже вопросы. Если необходимо, обращайтесь к теории (см. оглавление).

1. Дайте определения высотно-скоростных параметров.
2. Какие используются системы координат для определения параметров местоположения ВС?
3. Классификация параметров, измеряемых на борту ВС.

4. По каким признакам классифицируются авиационные приборы?
5. Из каких функциональных элементов могут состоять измерительные устройства?
6. Каковы условия установившегося и не установившегося отклонения подвижной части прибора?
7. Каковы характер и графики переходных процессов подвижной части приборов?
8. Виды погрешностей и их определения?
9. В чем принципиальная разница в схемах последовательного и параллельного включения преобразователя с измерительным прибором?
10. В чем принципиальная разница в схемах включения гальванометра, милливольтметра и логометра?
11. Какая схема моста наиболее чувствительна?
12. Какая схема уравновешенного моста предпочтительнее: с линейной или нелинейной характеристикой?
13. Особенности и основные характеристики информационных каналов ВС?
14. Способы модуляции и кодирования информации в информационных каналах ВС?

## 2 МЕХАНИЧЕСКИЕ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

### 2.1 Авиационные 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 ( $H$ ,  $V_u$ ,  $V$ ,  $M$ ).

За единицу давления принят Паскаль ( $1 \text{ Па} = 1 \text{ Н/м}^2$ ),

$760 \text{ мм.рт.ст} = 1013 \text{ кПа}$ .

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  $\text{кГс/см}^2$ .

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 (рис. 2.1), трубчато-пружинные (рис. 2.2) и т.д.

Диафрагмы или камеры давления нового поколения состоят из полупроводникового материала с встроенной памятью для поправочных характеристик. Выходящий сигнал в цифровой форме. Исходное давление – вакуум или  $1013 \text{ кПа}$ .

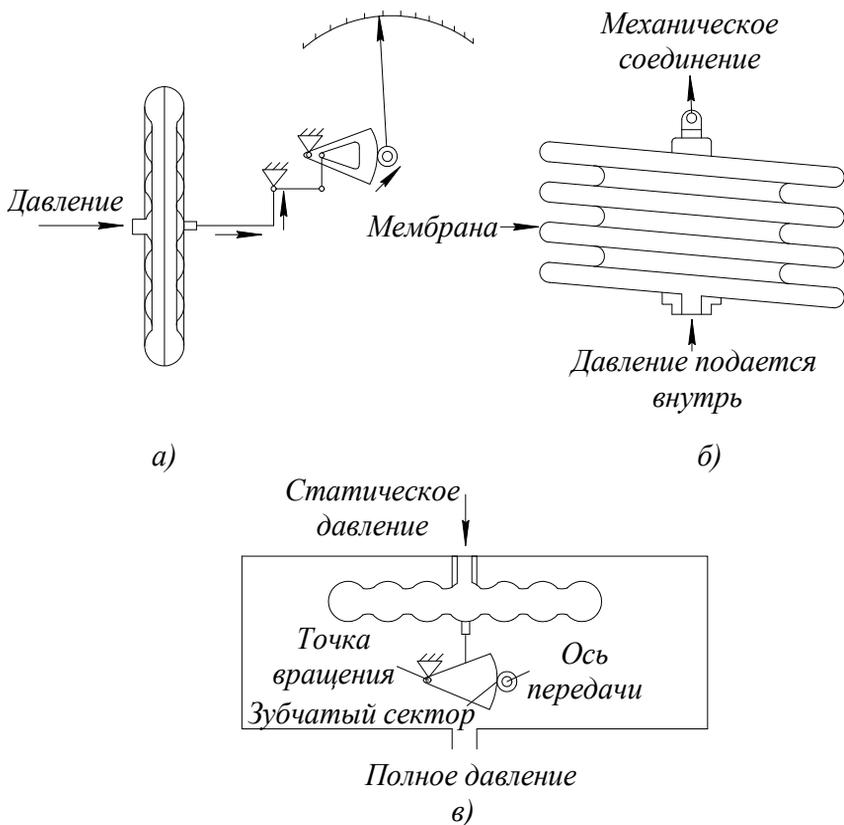


Рис. 2.1. Мембранные упругие чувствительные элементы механических манометров

Деформационные и электромеханические манометры измеряют давление от единиц паскалей до десятков мегапаскалей.

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.

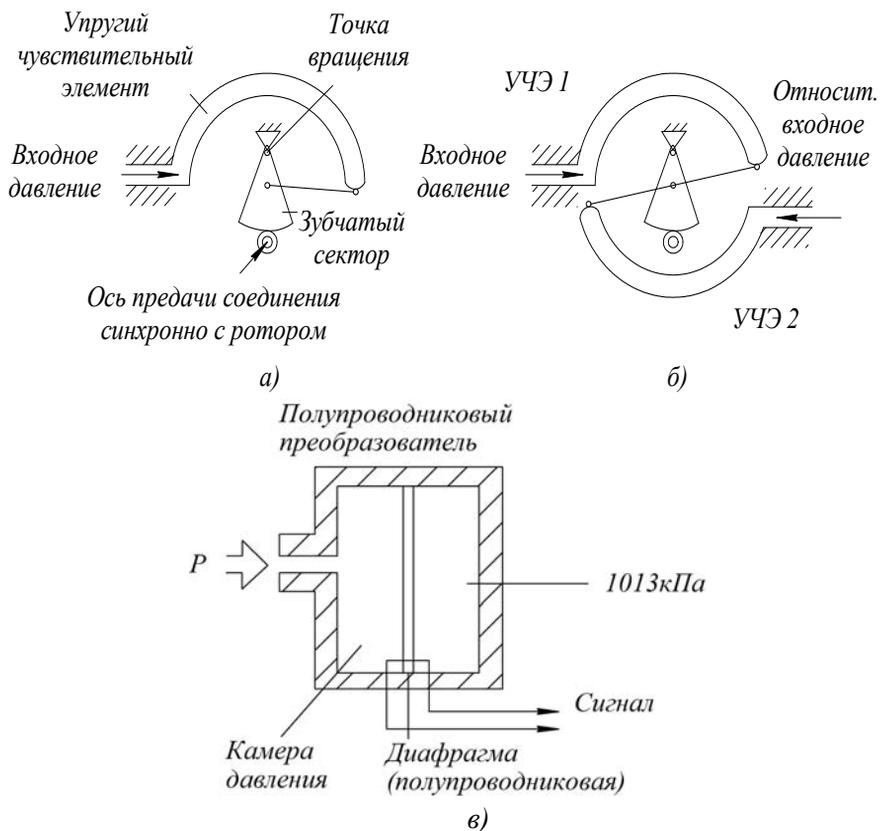


Рис. 2.2. Упругие чувствительные элементы:  
*а, б* – трубчато-пружинные; *в* – полупроводниковые упругие чувствительные элементы механических и электромеханических манометров

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 разреженном 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 используются 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  $\pm 3\%$ , при измерении давления масла  $\pm 4\%$ ;
- 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, давления в гидроаккумуляторах тормозной системы, 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 и 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 – вызывается 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 пружины, 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 зве-

на, выполненного в виде закрепленной биметаллической пластины, линейное перемещение свободного конца которой  $\Delta s$ , 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  $\Delta a$ , которая определяется так же, как и величина  $\Delta s$  для компенсатора 1-го рода. Характер влияния компенсатора 2-го рода на приращение показаний прибора зависит от начального угла  $\varphi_1$  установки кривошипа. Если этот угол близок к нулю, т. е. если при  $s = 0$  кривошип примерно перпендикулярен шатуну, то приращение  $\Delta a$  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 трубки. Приборы (датчики) применяются для измерения давлений в диапазонах от  $0 \div 1$  до  $0 \div 250$   $\text{кГс/см}^2$ . При измерении давления до  $3$   $\text{кГс/см}^2$  применяются манометрические коробки, до  $100$   $\text{кГс/см}^2$  – гофрированные мембраны и до  $250$   $\text{кГс/см}^2$  – 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  $0 \div 15$  МПа.

Принципиальная схема манометра показана на рис. 2.3.

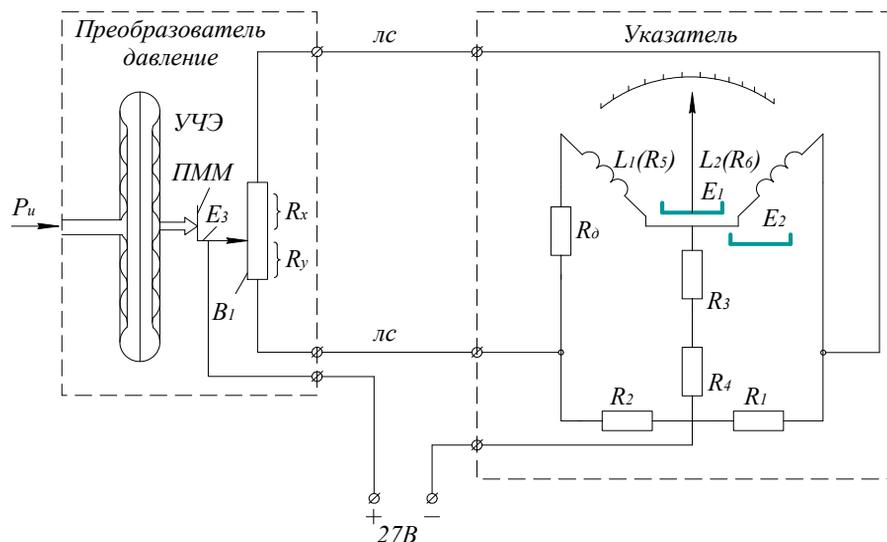


Рис. 2.3. Принципиальная схема ЭДМУ:

$P_u$  – измеряемое давление;  $E_3$  – щетка потенциометра;  $B_1$  – потенциометр;  $R_d$ ,  $R_5$ ,  $R_6$  – диагональ моста;  $R_d$  – 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

Ток через катушки манометра протекает в противоположном направлении под углом  $120^\circ$ , создавая взаимодействующие магнитные потоки. Принцип работы аналогичен схеме моста на рис. 1.15. Погрешность  $\pm 4\%$ . Аналогично работают манометры такого типа с различными схемами.

Манометры типа *ДИМ* (дифференциальный индуктивный манометр) не имеют трущейся пары и измеряют давления до  $30 \text{ МПа}$ . Погрешность  $\pm 4\%$  (рис 2.4).

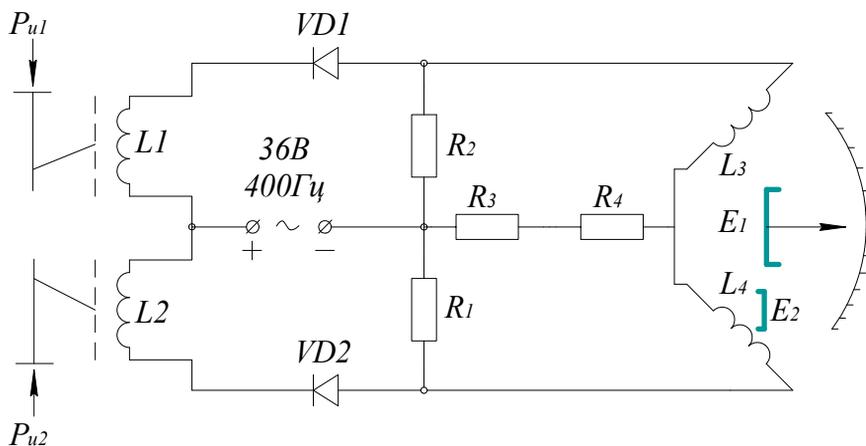


Рис. 2.4. Принципиальная схема ДИМ

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. Частотные преобразователи давления отличаются высоким быстродействием и малыми перемещениями *УЧЭ*. В качестве механиче-

ского колебательного элемента используют струну, трубчатые элементы и т.п. Для примера рассмотрим струнный преобразователь (рис. 2.5).

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

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

где  $n_r$  – номер гармоники;  $l$  – длина струны;  $m$  – масса единицы длины струны;  $\sigma$  – напряжение в струне;  $\rho_m$  – плотность материала струны.

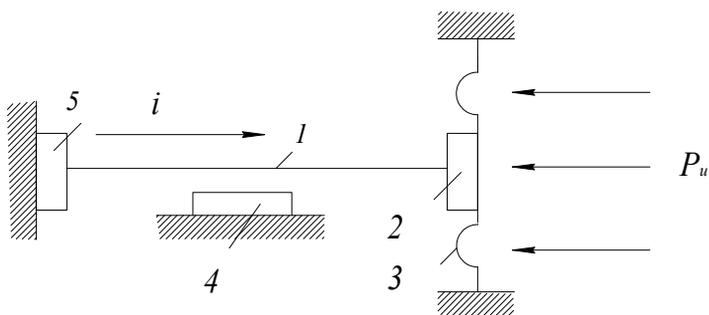


Рис. 2.5. Струнный преобразователь:

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 объема, 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 – статически формирующаяся термодинамическая 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  $\bar{E}$  поступательного движения молекул связана с температурой  $T$  газа выражением:

$$\bar{E} = \frac{1}{2}mv^2 = \frac{3}{2}kT, \quad (2.2)$$

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

Распределение энергии поступательного движения между молекулами характеризуется выражением:

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

где  $\Delta N$  – 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 подчиняется 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 статическую 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 статическим 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 статическим распределением скоростей движения молекул. В этих условиях статические 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:

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

где  $\rho$  и  $V$  – соответственно давление и объем газа, а  $R$  – универсальная газовая постоянная, равная  $8,31441 \text{ Дж}/(\text{моль} \cdot \text{К})$ .

Закон Кюри:

$$\mu = c/T, \quad (2.5)$$

где  $\mu$  – 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:

$$\frac{d\bar{U}^2}{d\nu} = 4h\nu(e^{h\nu/kT} - 1)^{-1}, \quad (2.6)$$

где  $h$  – постоянная Планка;  $\nu$  – частота.

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

Формула Планка, определяющая свойства теплового излучения абсолютно черного тела для длины волны  $\lambda$ ,  $\text{Вм}/\text{м}$ :

$$E_{\lambda,T}^0 = c_1 \lambda^{-5} (e^{c_2/\lambda T} - 1)^{-1} \cdot \Delta\lambda, \quad (2.7)$$

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  $^{\circ}\text{C}$ .

Авиация нуждается в надежных методах измерения температур, выходящих далеко за пределы интервала  $(0 \div 100)$  °C и обладающих более высокой точностью, чем газовый термометр. В 1933 г. на 8-й Генеральной конференции было утверждено «Положение 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  $T_{68}$ ), так и международные практические температуры Цельсия (символ  $t_{68}$ ). Соотношение между  $T_{68}$  и  $t_{68}$  такое же, как между  $T$  и  $t$ , т.е.  $T_{68} \text{ K} = t_{68} \text{ }^\circ\text{C} + 273,15$ .

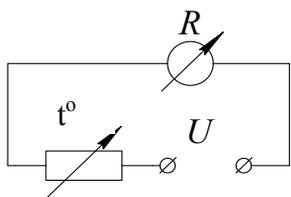
Единицей  $T_{68}$ , так же как и единицей термодинамической температуры, является Кельвин (К). Числовые значения температур в абсолютной шкале  $T_{68}$  выражаются в кельвинах, а в шкале, отсчитываемой в кельвинах от точки плавления льда, считаются выраженными в градусах Цельсия (°C), т.е. так же, 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): точка кипения равновесного водорода при нормальном давлении  $20,23 \text{ K} (-252,87 \text{ }^\circ\text{C})$ , тройная точка воды  $273,16 \text{ K} (0,01 \text{ }^\circ\text{C})$ , точка кипения воды  $373,15 \text{ K} (100 \text{ }^\circ)$  и т.д., числовые значения которых были получены как наиболее достоверные по результатам газотермических измерений в ряде стран. Эти значения охватывают интервал шкалы от  $13,81 \text{ K} (-259,34^\circ)$  – тройная точка равновесного водорода до  $1337,58 \text{ K} (1064,43 \text{ }^\circ\text{C})$  – точка затвердевания золота.

## 2.2.2 Способы измерения температуры

Наиболее широкое применение в авиации нашли (рис. 2.6):

- электрические термометры сопротивления:



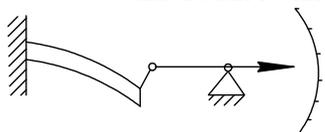
от  $-270^{\circ}\text{C}$  до  
 $+1000^{\circ}\text{C}$

- термоэлектрические:



от  $-260^{\circ}\text{C}$  до  $+2500^{\circ}\text{C}$

- биметаллические:



от  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $+250^{\circ}\text{C}$

Рис. 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.

График зависимости превышения  $\Delta T$  температуры торможения над статической температурой  $T_C$  газа в потоке от скорости течения газа изображен на рис. 2.7. Кроме того,  $\Delta T$  зависит от формы и положения термоизмерительного преобразователя в потоке, что учитывается применением безразмерного коэффициента торможения  $r$ .

С учетом этого температура термопреобразователя равна:

$$T_{\text{ТП}} = T_C (1 + 0,2rM^2), \quad (2.8)$$

где  $M$  – число маха;  $T_C$  – температура среды.

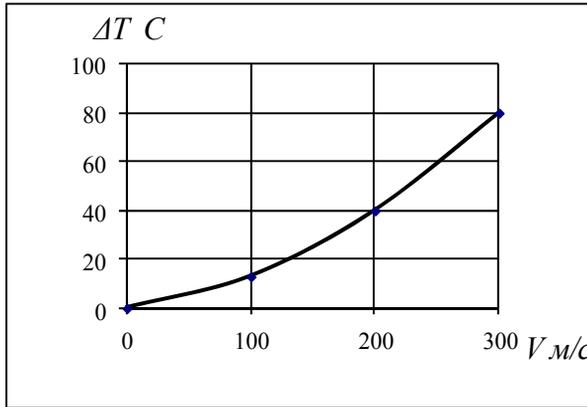


Рис. 2.7. График зависимости температуры торможения от скорости встречного потока

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 (рис. 2.8).

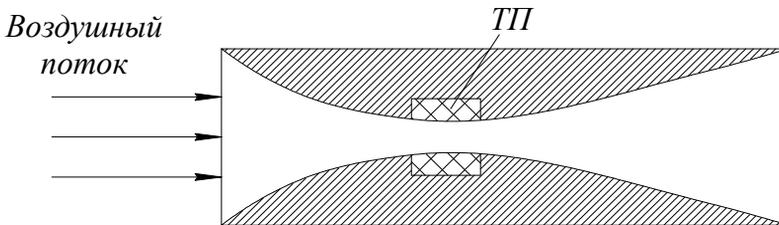


Рис. 2.8. Сопло Лаваля

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

Такой термопреобразователь характеризуется коэффициентом качества:

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

При  $M \geq 0,5$ ;  $N = \text{const} = 0,978$ .

Тогда

$$T_C = \frac{T_{TH}}{N(1 + 0,2M^2)}. \quad (2.10)$$

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

При измерении любой среды происходит запаздывание показаний термометра, что вызывает динамическую погрешность, характеризующуюся постоянной времени  $\tau$  термопреобразователя.

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

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

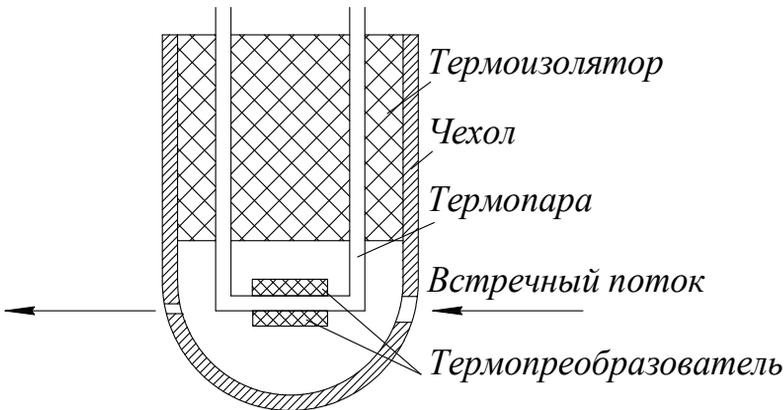


Рис. 2.9. Камера торможения

Для уменьшения динамической погрешности уменьшают  $C$ ,  $m$  и увеличивают  $S$ , а также 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  $t^\circ$  в малом диапазоне изменения  $t^\circ$  линейна и описывается уравнением:

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

где  $R_0$  – сопротивление при  $t^\circ = 0^\circ\text{C}$ ;

$\alpha$  – температурный коэффициент сопротивления;

$\Delta t$  – приращение  $T$ .

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

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

Очевидно, что  $\alpha_{ТП} < \alpha$ .

Для более стабильных термометров применяют платиновую проволоку.

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

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

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 (рис. 2.10). Технические данные:  $T_{изм}^{\circ} = -70^{\circ} \dots +150^{\circ}C$ ,  $\tau = 3$  с, погрешность на участке от  $40^{\circ}C$  до  $+130^{\circ}C$  не превышает  $\pm 3\%$ .

Термометр с полупроводниковыми термопреобразователями и неравновешенным четырехплечим мостом постоянного тока с использованием магнитоэлектрического логометра, схема которого приведена на рис. 2.11, предназначен для измерения температуры жидкостей и газов.  $T_{изм}^{\circ} =$  от  $0^{\circ}C$  до  $+120^{\circ}C$ . Погрешность  $\pm 2^{\circ}C$ .

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

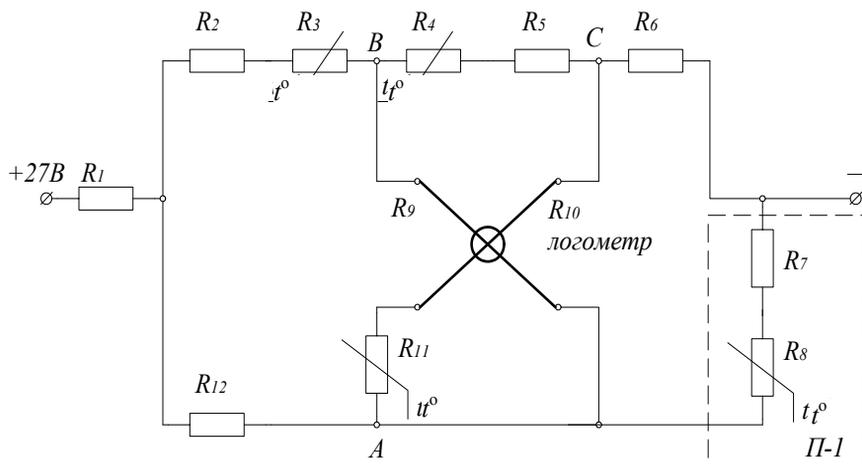


Рис. 2.10. Электрический унифицированный термометр ТУЭ–48

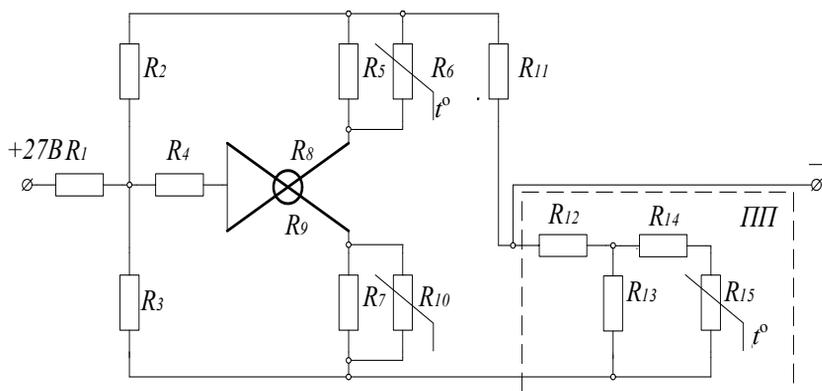


Рис. 2.11. Термометр с полупроводниковым термопреобразователем

### 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  $TЭДС$  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  $TЭДС$  от  $t^\circ$  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 копеля ( $НЖ-СК$ ).

График зависимостей  $TЭДС$  этих термопар от температуры горячего спаи показан ниже (рис. 2.12).

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

Все они разделяются на три группы:

- типа  $TЦТ-9$ ,  $TЦТ-13$ ,  $2TЦТ-43$ , измеряющие температуру цилиндров поршневых двигателей;

- типа *ТСТ-29*, *ТВГ-26*, *ТВГ-11*, 2 *ТВГ-411* и др., измеряющие температуру быстро движущихся газов;
- типа *ИТ-2* и др., измеряющие  $t^\circ$  газов, выходящих из реактивного сопла двигателя и турбин низкого и высокого давления.

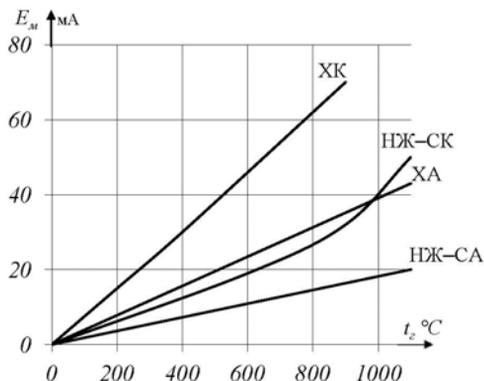


Рис. 2.12. График зависимости ТЭДС термопар от температуры

ЭДС измеряется магнитоэлектрическим милливольтметром (рис. 2.13).

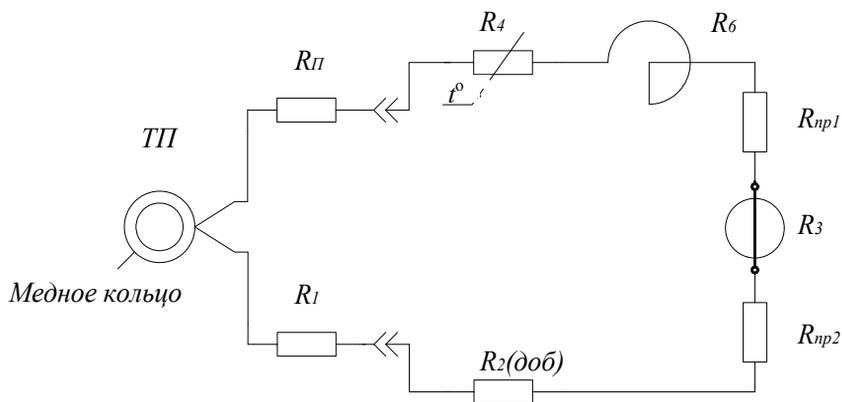


Рис. 2.13. Схема термометра с термопреобразователем

Зависимость угла  $\alpha$  показаний стрелки от разности температур горячего и холодного спаев рассчитывается по формуле:

$$\alpha = \frac{kB}{C} \frac{E_{ХК}(t_2) - E_{ХК}(t_1)}{R_T + R_{II} + R_1 + R_2 + R_3 + R_{IIp} + R_0 + R_4}, \quad (2.15)$$

где  $k$  – коэффициент, зависящий от конструкции милливольтметра;

$B$  – магнитная индукция;

$C$  – жесткость противодействующих пружин;

$R_{IIp} = R_{IIp1} + R_{IIp2}$  – сопротивление противодействующих пружин;

$R_T, R_{II}$  – сопротивление соответственно термопары и проводов;

$R_0$  – 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 спаих.

### 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, электри-

ческие компенсаторы, специальные провода, а также включение в схему термочувствительных резисторов с положительным или отрицательным  $TКС$  в зависимости от термопреобразователя, включение терморезисторов по трехпроводной схеме и т.д. В этом случае сопротивление двух проводов, соединяющих терморегулятор с мостовой схемой, включается в два смежных плеча (рис. 2.14).

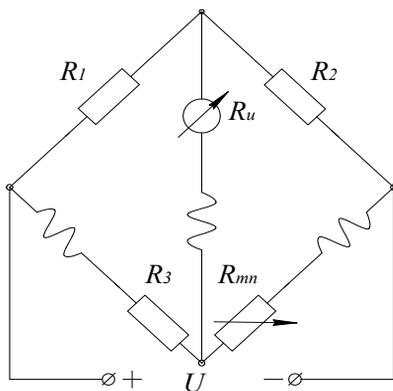


Рис. 2.14. Схема включения терморезисторов по трехпроводной схеме

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

Динамическая погрешность характеризуется постоянной времени  $\tau$  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  $\tau$  для термометров применяемых в авиации равна 2–3с.

### 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 ( $\alpha_1 = 19 \cdot 10^{-6} K^{-1}$ ) и инвара ( $\alpha_2 = 1 \cdot 10^{-6} K^{-1}$ ). На рис. 2.15 и 2.16 изображены биметаллические термометры.

Применяются в кабине экипажа и салоне для измерения  $t^\circ$  воздуха (ТВ-45),  $t^\circ$  наружного воздуха (ТНВ-45) за бортом вертолетов, в качестве датчиков в системах регулирования. Диапазон измерения от  $-60$  до  $+70^\circ C$ . Погрешности  $\pm (1 \div 3)^\circ C$ .

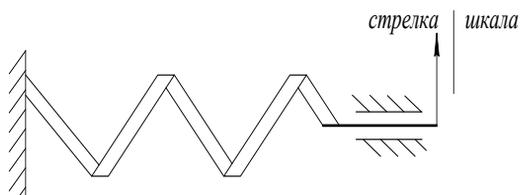


Рис. 2.15. Винтовая пластина

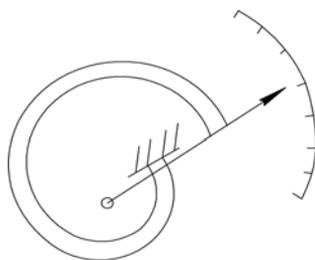


Рис. 2.16. Спираль

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  $\omega$ . Точность измере-

ния 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 – используются 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 рис. 2.17 изображен магнитоиндукционный тахометр с полым цилиндром.

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

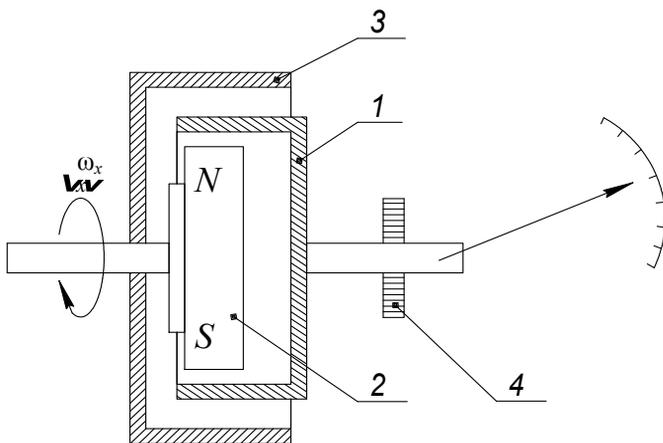


Рис. 2.17. Магнитоиндукционный тахометр с полым цилиндром:  
 1 – тонкостенный электропроводящий полый цилиндр;  
 2 – вращаемый магнит; 3 – магнитопровод; 4 – спиральная пружина

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

Уравнение статической характеристики тахометра имеет вид:

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

где  $\varphi$  – угол закручивания пружины в радианах;

$B_{\delta}$  – индукция в воздушном зазоре между магнитом и магнитопроводом;

$l$  – осевая длина цилиндрического магнита;

$D$  – диаметр цилиндра чувствительного элемента;

$\delta$  – толщина стенок цилиндра;

$p$  – число пар полюсов магнита;

$L_n$  – длина пружины;

$N$  – безразмерный коэффициент, зависящий от геометрии полюсов;

$\rho_c$  – 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:

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

где  $K = \frac{M_{ep}}{J_n}$  – коэффициент, зависящий от параметров магнитной и подвижной систем;

$J_n$  – момент инерции подвижной части;

$d = \frac{K_d}{2\sqrt{CJ_n}}$  – степень затухания колебаний;

$K_d$  – коэффициент естественного демпфирования подвижной части;

$C$  – жесткость противодействующей пружины;

$\omega_0$  – частота собственных колебаний подвижной части.

Если  $d < 1$  – колебательный процесс,  $d > 1$  – аperiodический процесс.

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

Рассмотрим электрокинематическую схему тахометра с диском типа ИТЭ-1 (рис. 2.18).

Напряжение от генератора 1, частота которого пропорциональна частоте вращения ротора генератора  $\omega$ , подается на статор 2 синхронного двигателя и создает вращающееся магнитное поле. Это приводит к намагничиванию дисков 3, которые выполнены из материала с большой коэрцитивной силой. Из-за большого гистерезиса и материала полюса дисков отстают на некоторый угол от вращающегося 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 взаимодействия полей магнитов и диска 7 последний поворачивается и закручивает противодействующую пружину 8. По стрелке 11 чувствительного элемента ведется отсчет 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.

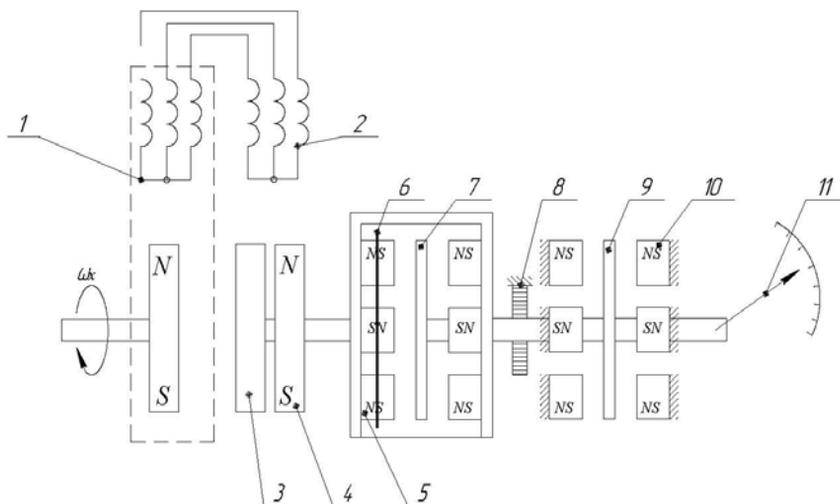


Рис. 2.18. Магнитоэлектрический тахометр ИТЭ-1

Уравнение статической характеристики с диском имеет вид:

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

где  $r_0$  – расстояние от центра дисков до центров магнитов;  $d_m$  – диаметр цилиндрических магнитов;  $\delta_0$  – 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 ее 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% —————  $\pm 1,0\%$ ;  
от 60 до 100% —————  $\pm 0,5\%$ ;  
от 100 до 110% —————  $\pm 1,0\%$  .

При установке на самолет 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 слу-

чае внутри статорной обмотки помещается многополюсный магнит, соединенный с валом объекта. Достоинство – в отсутствии трущихся частей. Во втором случае тахогенераторы представляют собой генератор постоянного тока с коллектором. Недостаток – наличие трущихся щеточных 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, соединенного с валом контролируемого объекта. Недостатками тахогенераторов переменного тока являются: 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

$$s_{\epsilon} = S_{\epsilon} \cdot \sin \omega_{\epsilon} t, \quad (2.19)$$

где  $s_{\epsilon}$  – текущее значение виброперемещения;  $S_{\epsilon}$  – амплитуда вибрации;  $\omega_{\epsilon}$  – круговая частота вибрации.

Кроме того, вибрация характеризуется такими параметрами, как частота  $f$ , виброскорость  $V_{\epsilon}$ , виброускорение  $a_{\epsilon}$  или виброперегрузка  $n_{\epsilon}$ , которые связаны между собой соотношениями:

$$V_{\epsilon} = \frac{dS_{\epsilon}}{dt} = S_{\epsilon} \cdot \omega_{\epsilon} \cdot \cos \omega_{\epsilon} t;$$

$$a_{\epsilon} = \frac{dV_{\epsilon}}{dt} = -S_{\epsilon} \cdot \omega_{\epsilon}^2 \cdot \sin \omega_{\epsilon} t;$$

$$n_{\epsilon} = \frac{a_{\epsilon}}{g} = \frac{f_{\epsilon}^2 \cdot S_{\epsilon}}{250},$$

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 (рис. 2.19).

Перемещение  $x$  корпуса виброизмерительного преобразователя ВИП относительно магнита 2 описывается уравнением

$$\ddot{x} + 2d \cdot \omega_0 \cdot \dot{x} + \omega_0^2 \cdot x = S.$$

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.

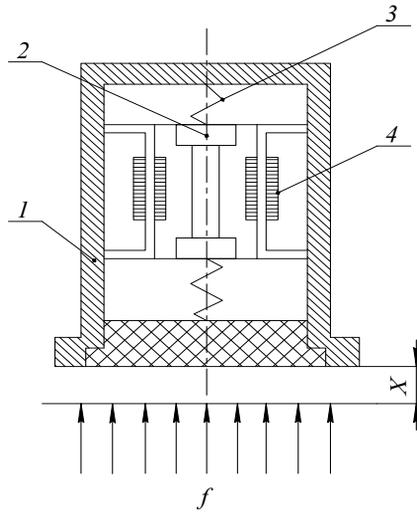


Рис. 2.19. Конструкция датчика виброметра

Перемещение  $x$  корпуса виброизмерительного преобразователя ВИП относительно магнита 2 описывается уравнением

$$\ddot{x} + 2d \cdot \omega_0 \cdot \dot{x} + \omega_0^2 \cdot x = S,$$

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.

Амплитудно-частотная характеристика АЧХ ВИП описывается уравнением

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

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

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

На рис. 2.20 изображена АЧХ ВИП.

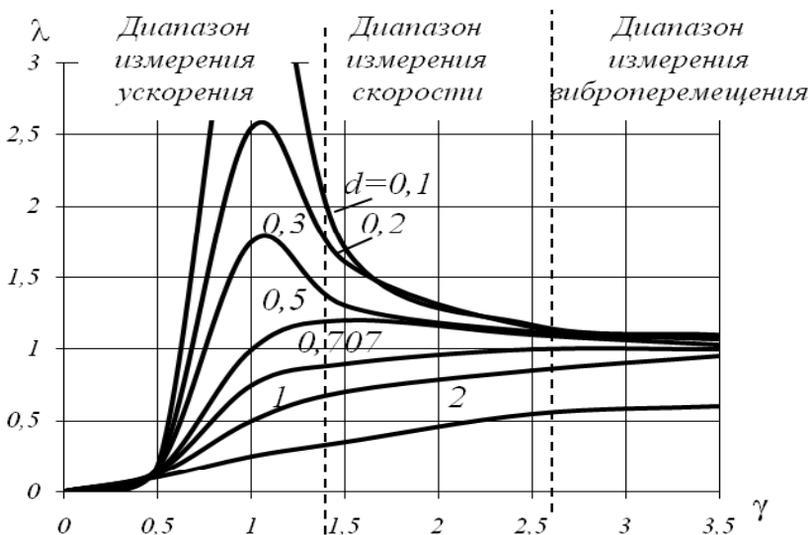


Рис. 2.20. Амплитудно-частотная характеристика виброизмерительного преобразователя

При  $\gamma \gg 1$  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.

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 (рис. 2.21).

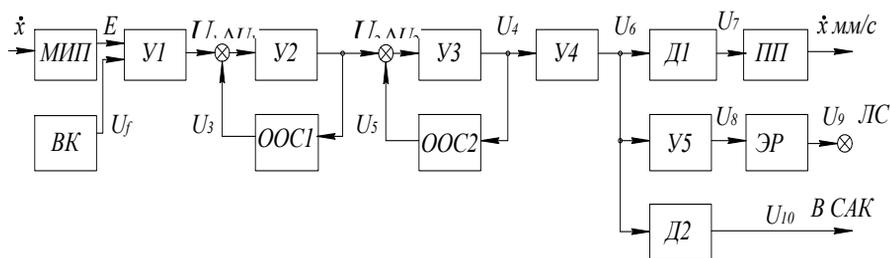


Рис. 2.21. Структурная схема измерителя виброскорости

*Работа.* ЭДС с магнитоиндукционного преобразователя МИП после усиления усилителем  $U1$ , обладающим большим и постоянным входным сопротивлением, усиливается двумя усилителями  $U2$ ,  $U3$ , каждый из которых охвачен частотно-зависимой отрицательной обратной связью (ООС1, ООС2). Последовательное включение усилителей  $U2$  и  $U3$  с ООС позволяет получить требуемую полосу пропускания частот в несколько десятков Гц.

Выходной сигнал  $U4$  с усилителя  $U3$ , усиленный по напряжению и мощности усилителем  $U4$ , поступает на детекторы  $Д1$  и  $Д2$  и соответственно на показывающий прибор  $ПП$  и в систему автоматического контроля САК. Одновременно сигнал  $U6$  подается на усилитель  $U5$ . 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 (рис. 2.22).

*Работа.* ЭДС с МИП фиксированной частоты в несколько единиц Гц необходимо усилить, что обеспечивается включением частотно-зависимой отрицательной обратной связи ООС в усилителе  $U$ . 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.

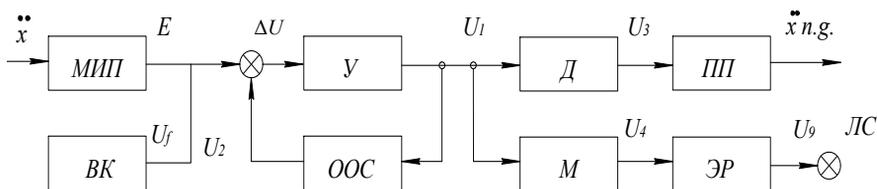


Рис. 2.22. Структурная схема виброметра ускорения

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  $\pm 10\%$ .

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 самолета 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 рис. 2.23 представлена схема указателя заданного положения, где две статорные обмотки сельсинного датчика включены в два плеча моста переменного тока, двумя другими плечами которого являются резисторы  $R_1$  и  $R_2$ . Указателем является логометр с обмотками  $R_5$  и  $R_6$ , для работы которого включены выпрямляющие диоды  $VD_1$ ,  $VD_2$  и конденсатор  $C_1$ .

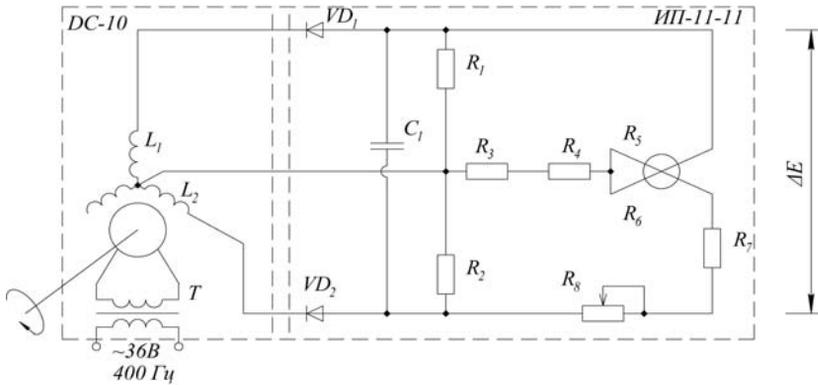


Рис. 2.23. Схема указателя заданного положения

*ДС-10* – датчик сельсинный.

*ИП-11-11* – индикатор положения.

*Работа.* В исходном состоянии в обмотках  $L_1$  и  $L_2$  находятся ЭДС, равные по амплитуде, следовательно, мост сбалансирован. При повороте ротора в обмотках  $L_1$  и  $L_2$  индуцируются ЭДС, различные по амплитуде, мост выходит из равновесия, появляется  $\Delta E$ , пропорциональная углу поворота ротора.

Погрешность измерения угла поворота в пределах от  $0$  до  $90^\circ$  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 подъемом на высоту до 11000 метров по этому ГОСТу учитывается с помощью температурного градиента высоты  $\tau_g = 0,0065 \text{ К/м}$ . Зависимость температуры от высоты имеет вид:

$$T = T_0 - \tau_g H. \quad (2.21)$$

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  $H$  выглядит так:

$$p = P_0 \left[ 1 - \frac{\tau_g}{T_0} H \right]^{\frac{g_0}{\tau_g R_{y0}}}, \quad (2.22)$$

где  $R_{y0}$  – удельная газовая постоянная. Для воздуха  $R_{y0} = 287,05287 \text{ Дж/(кг К)}$ ;

$g$  – ускорение свободного падения.

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

$$p = P_{11} e^{-\frac{g_0(H-H_{11})}{R_{y0}T_{11}}}, \quad (2.23)$$

где  $P_{11}=22632 \text{ Па}$  – давление на высоте  $11 \text{ км}$ ;

$$T_{11}=216,65 \text{ К.}$$

Решив формулы (2.22) и (2.23) относительно  $H$ , найдем:

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

$$H = H_{11} + \frac{R_{yo} T_{11}}{g_0} \ln \frac{P_{11}}{P} \quad \text{для } 11 \text{ км} < H \leq 20 \text{ км}, \quad (2.25)$$

т.е. при известных  $P_0$ ,  $T_0$  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 Методы определения высоты**

Приборы, предназначенные для измерения высоты полета над земной поверхностью, называются высотомерами. Различают три высоты полета (рис. 2.24): 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  $760 \text{ мм рт. ст.}$  называют абсолютной барометрической высотой.

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.

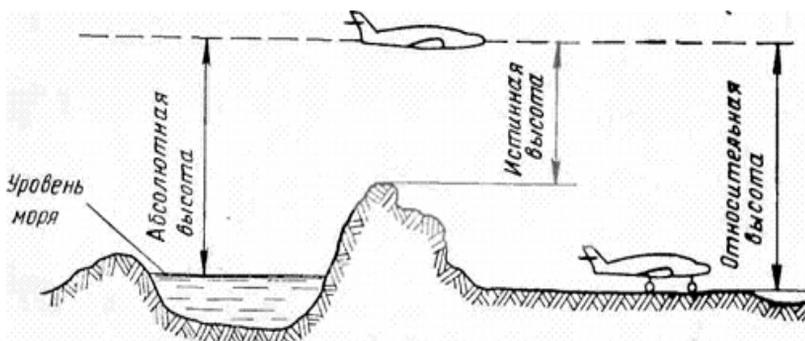


Рис. 2.24. Интерпретация абсолютной, истинной и относительной высоты полета

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.

#### 2.4.2 Приемники воздушных давлений

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

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

Статическое и полное давления измеряются приемниками воздушных давлений ПВД, которые конструктивно могут быть объединены. Рассмотрим приемник полного давления (рис. 2.25).

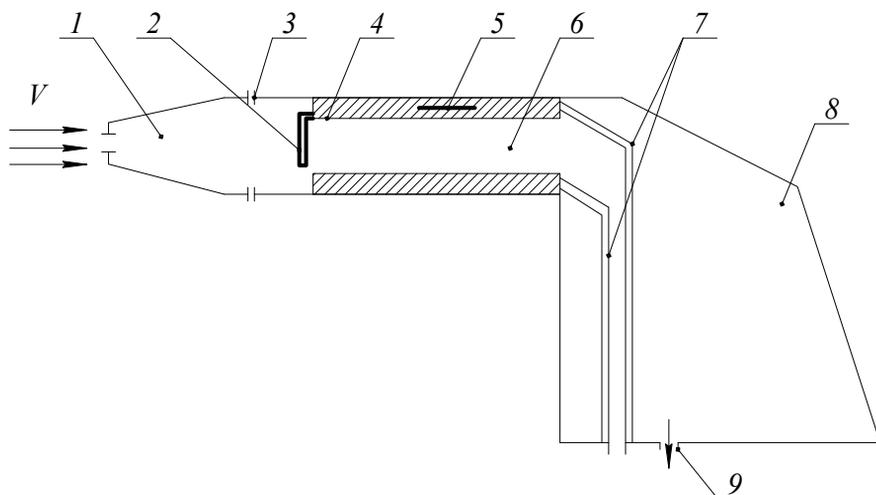


Рис. 2.25. Приемник полного давления:

- 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  $P_n$ , 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. Приемник обогревается элементом 5 из никелевой проволоки, подключаемым через провода 7 к бортовой сети  $\pm 27 В$ .

Воздушный поток со скоростью  $V$  тормозится у входа в камеру 1. В результате давление в камере равно полному давлению  $P_n$ , 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. Приемник обогревается элементом 5 из никелевой проволоки, подключаемым через провода 7 к бортовой сети  $\pm 27 В$ . В одном конструктивном корпусе может быть приемник полного и статического давлений, но конструкция его отличается от рассмотренной.

Погрешности ПВД:

- из-за погрешности эксперимента (при снятии характеристик приемников, вследствие неточности средств измерения);
- из-за неточности изготовления приемника;
- вследствие влияния условий в месте установки приемника на самолете.

На рис. 2.26 представлена система полного и статического давлений самолета А-320, состоящая из трех приемников полного давления, шести приемников статического давления, преобразователей давления (ПД) в последовательный код интерфейса обмена ARINC-429 и аналоговых указателей. Трехканальная система измерения полного и статического давлений позволяет наиболее точно производить вычисления значения этих давлений с учетом угла атаки и вычисления аэродинамической поправки.

Для компенсации аэродинамических погрешностей восприятия статического давления может быть использован вычислитель аэродинамической поправки ВАП.

На рис. 2.27 приведен график ошибки статического давления, которая зависит от числа  $M$ , угла атаки, а также места установки датчиков на самолете.

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

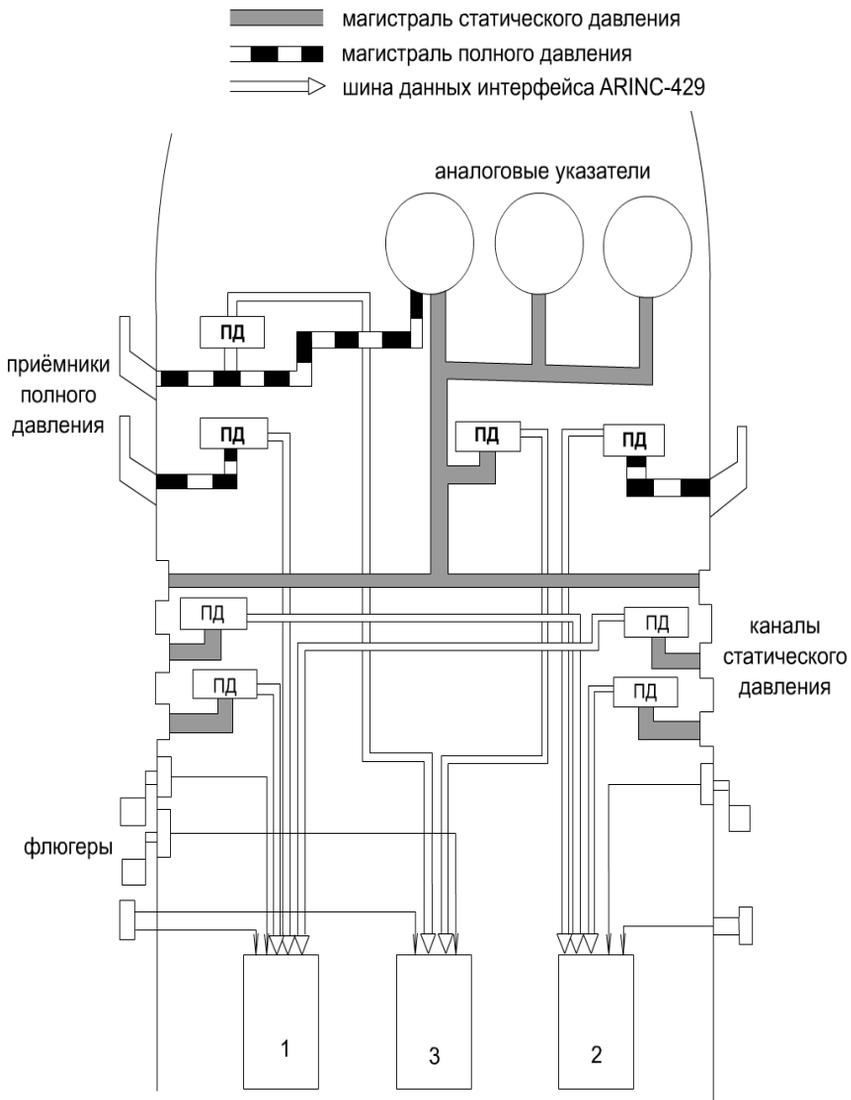


Рис. 2.26. Система полного и статического давлений самолета А-320

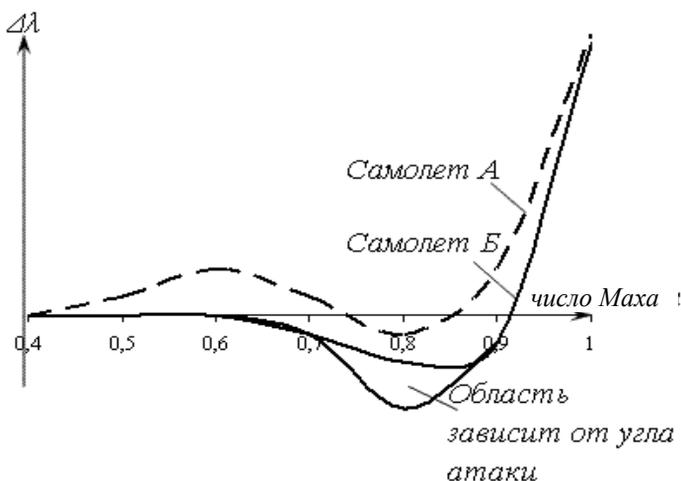


Рис. 2.27. Ошибка приемника статического давления

### 2.4.3 Механические барометрические высотомеры

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

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 взлетом 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.

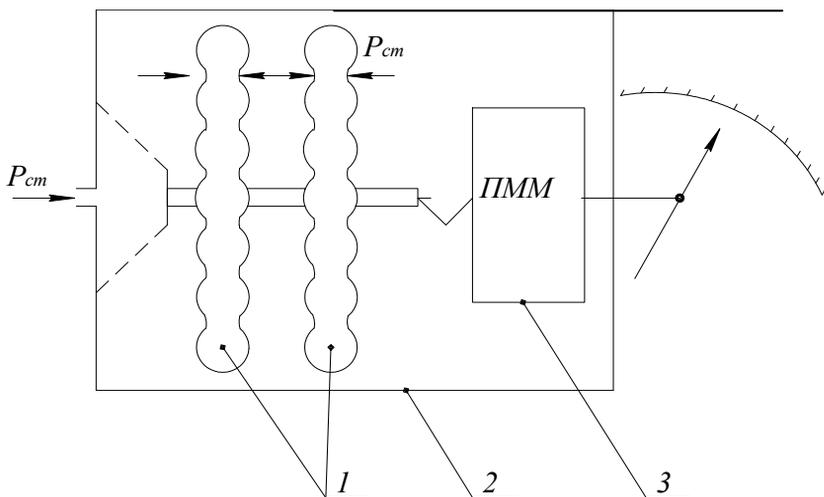


Рис. 2.28. Конструкция механического высотомера:  
 1 – анероидные коробочки; 2 – герметичный корпус;  
 3 – передаточно-множительный механизм

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. Отклонения 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 anerоидной коробки при изменении температуры.

Погрешность от  $\Delta T$  можно оценить по формуле

$$\Delta P_{\tau} = -\beta_E P \Delta T, \quad (2.26)$$

где  $\beta_E$  – температурный коэффициент модуля упругости.

Если погрешность  $\Delta P_{\tau}$  выразить через  $\Delta H_{\beta}$ , то можно получить:

$$\Delta P_{\tau} = \Delta H \xi_H, \quad (2.27)$$

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

К инструментальным погрешностям также относят погрешности измерения статического давления, которое искажается вследствие влияния аэродинамики самолета, скорости и высоты полета, аэродинамических качеств приемника и места его расположения. Эти погрешности находят экспериментально при испытаниях самолета 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. Принципиальная схема барометрического высотомера представлена на рис. 2.29. Чувствительным элементом, воспринимающим атмосферное давление, служит блок anerоидных коробок  $\delta$ . Он состоит из двух anerоидных коробок для повышения чувствительности прибора. Каждая anerоидная коробочка 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 уравниваются упругими силами коробок.

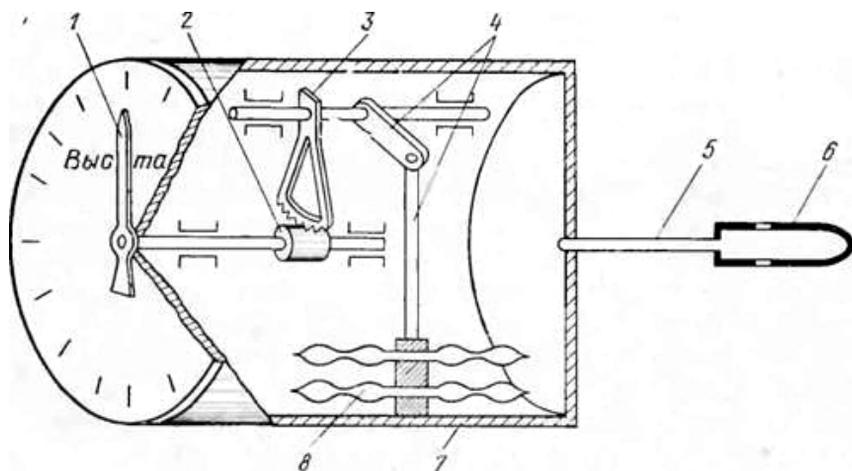


Рис. 2.29. Принципиальная схема барометрического высотомера:  
 1 – стрелка; 2 – трибка; 3 – зубчатый сектор; 4 – передаточный механизм;  
 5 – трубопровод; 6 – приемник статического давления; 7 – корпус;  
 8 – блок анероидных коробок

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 уравниваются упругими силами коробок.

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 двухстрелочного высотомера показан на рис. 2.30, а его кинематическая схема представлена на рис. 2.31.

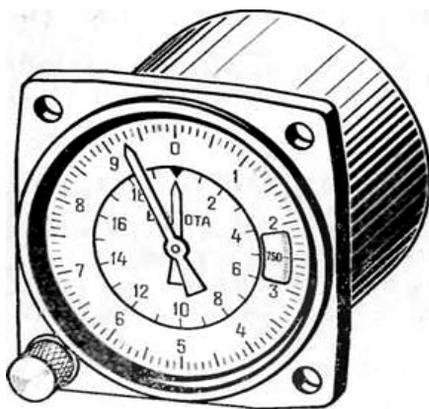


Рис. 2.30. Общий вид двухстрелочного высотомера

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

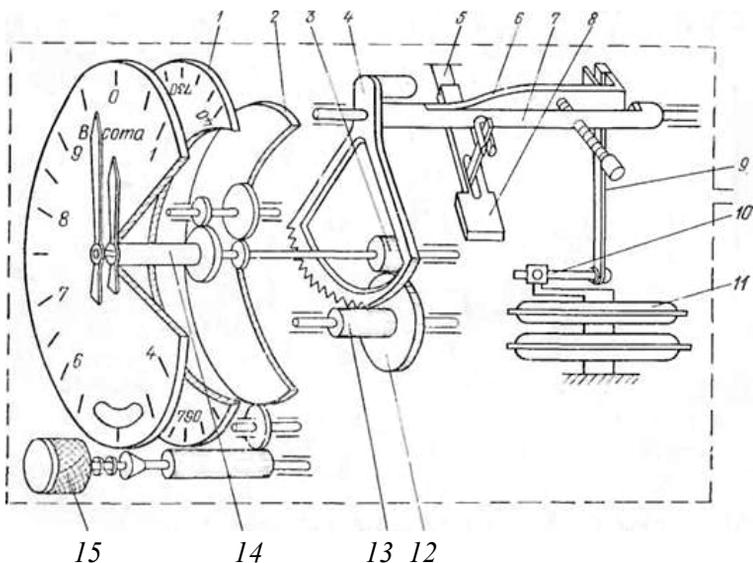


Рис. 2.31. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера:

- 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 – anerоидные коробки; 12 – зубчатое колесо; 13 – трибка;  
 14 – полая ось; 15 – ручка кремальеры

*Работа.* От приемника статического давления по трубопроводам воздух подается внутрь корпуса прибора. Его статическое давление воспринимается anerоидными 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 anerоидных коробок и передаточного механизма выбраны такими, что при подъеме на высоту 1000 м большая стрелка де-

дает 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, 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 полый 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.

Для уравнивания массы блока anerоидных 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 anerоидных 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 –  $\pm 40$  м;

до 3900 м –  $\pm 50$  м;

до 6000 м –  $\pm 60$  м;

до 7800 м –  $\pm 70$  м;

до 9600 м –  $\pm 80$  м;

до 11600 м –  $\pm 100$  м;

до 12100 м –  $\pm 110$  м.

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

#### 2.4.4 Электромеханические высотомеры

Преобразователи давления применяются потенциометрического и индукционного типов. Простейший преобразователь потенциометрического типа изображен на рис. 2.32.

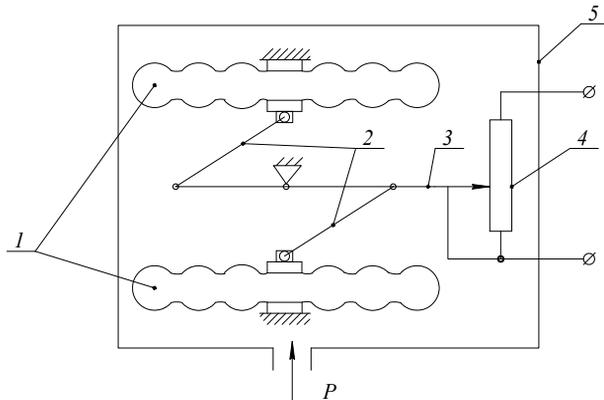


Рис. 2.32. Преобразователь давления потенциометрического типа:  
1 – анероидные коробки; 2 – кривошипно-шатунная передача;  
3 – щетка потенциометра; 4 – потенциометр; 5 – герметичный корпус

Функциональная схема высотомера индукционного типа изображена на рис. 2.33.

Статическое давление  $P_c$  поступает в герметичный корпус, где, воздействуя на стенки анероидной коробки, соединенной с магнитопроводом, приводит последний во вращательное движение относительно точки  $O$ , в результате зазоры  $\delta_1$  и  $\delta_2$  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 отчетного устройства и устанавливается соответствующее значение высоты. Одновременно происходит перемещение щеток потенциометров  $R_1$ ,  $R_2$  и значение абсолютной и относительной высоты выдается в виде относительных сопротивлений для обработки или измерения. Перед



При изменении высоты полета происходит линейное перемещение подвижного центра блока анероидных коробок на величину, пропорциональную изменению высоты, 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 рис. 2.34.

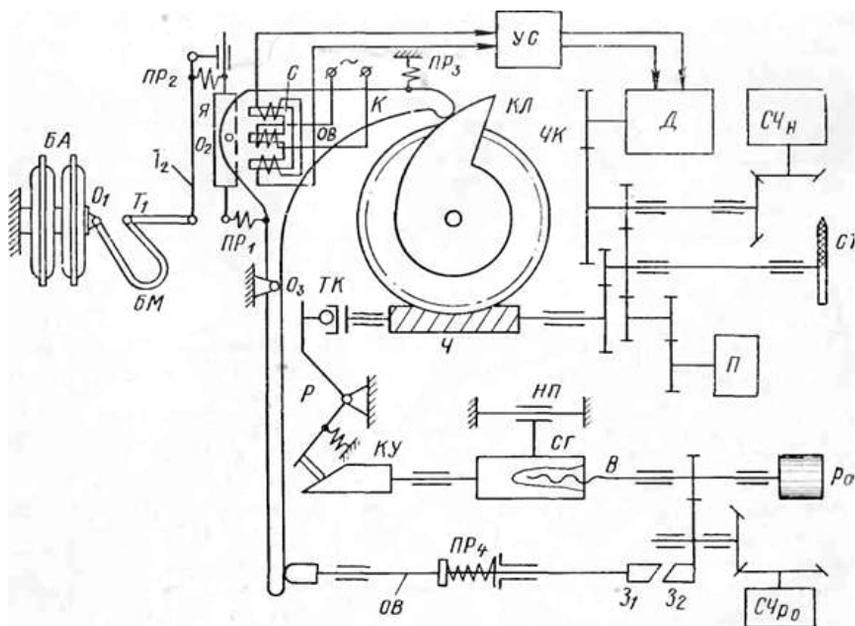


Рис. 2.34. Упрощенная кинематическая схема указателя УВИД

Двигатель через редуктор  $P_i$  и функциональное устройство канала высоты (ФУД) перемещает сердечник индукционного датчика в согласованное положение с якорем и одновременно приводит в движение индикаторное устройство указателя (стрелку  $СТ$  и счетчик  $СЧН$ ), с по-

мощью 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  $Фур_о$ , а затем в функциональное устройство высоты. Контроль вводимой величины  $P_о$  осуществляется по счетчику  $СЧР_о$ .

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

Статическое давление  $p$  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  $P$  и полного  $P_n$  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  $T_1$  и  $T_2$  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  $О_3$ . Под действием пружины  $ППз$  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  $T_1$  и  $T_2$  в данном случае удерживается с помощью пружин  $PP_1$  и  $PP_2$ .

При изменении высоты полета и соответственно статического давления происходит перемещение подвижного центра блока анероидных коробок, которое через биметаллический компенсатор  $BM$  и тяги  $T_1$  и  $T_2$  передается на якорь  $Я$  индукционного датчика. Якорь поворачивается вокруг оси  $O_2$  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  $D$ .

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  $P_0$  у земли. Ввод значений давления  $P_0$  осуществляется путем вращения рукоятки  $P_0$ , укрепленной на оси, которая оканчивается винтом  $B$ . С помощью этого винта и специальной гайки  $CG$  вращательное движение рукоятки  $P_0$  превращается в поступательное движение гайки  $CG$ , которая жестко связана с кулачком  $KU$ . Направляющая  $НИ$  препятствует повороту гайки  $CG$  вокруг оси.

При вращении рукоятки  $P_0$  кулачок  $KU$ , перемещаясь поступательно, воздействует через рычаг  $P$  и толкатель  $T_1$  на червяк  $Ч$ , перемещающий 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  $СЧ_л$ , стрелку  $СТ$  и щетку потенциометра  $П$ .

Таким образом, вращение рукоятки  $P_0$  приводит к изменению показаний прибора. Визуальный отсчет введенного значения давления  $P_0$  осуществляется по показанию счетчика  $СЧ_{p_0}$ , который через редуктор связан с осью рукоятки  $P_0$ .

С целью предотвращения выхода из строя указателя в нем предусмотрены специальные устройства, ограничивающие диапазон измерения высоты и ввода значений давления  $P_0$ . 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  $OB$ , который под действием пружины  $ПП_4$  упирается в хвостовую часть качалки  $К$  при работе прибора в пределах измеряемой высоты между зубом  $З$ , расположенным на втором конце вала

$OB$ , и зубом  $Z_2$ , расположенным на шестерне, кинематически связанной с ручкой  $P_0$ , будет определенный зазор.

Если вращать ручку  $P_0$  в направлении, соответствующем вращению кулачка  $KЛ$  против часовой стрелки, то качалка  $K$  также будет поворачиваться против часовой стрелки, перемещая вал  $OB$  вправо. Зуб  $Z_1$  упирается в зуб  $Z_2$  и дальнейший поворот ручки  $P_0$  невозможен. Для компенсации температурных погрешностей чувствительного элемента в высотомере применен термокомпенсатор, представляющий собой скобу  $БМ$ , один конец которой соединен с подвижным центром блока анероидных коробок, а другой – с тягой  $T$ . Этот компенсатор обеспечивает температурную компенсацию первого и второго рода. Погрешность измерения  $ВЭМ-72ПБ$  при нормальных условиях не превышает следующих значений:

От 0 до 900 м –  $\pm 10$  м.

От 900 до 6000 м –  $\pm 15$  м.

От 6000 до 10100 м –  $\pm 20$  м.

При прочих условиях погрешность увеличивается.

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

От 500 до 15000 м:  $R1$  от 73,4 до 900 Ом;  $R2$  от 926,6 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 учетом погрешностей высотомеров навстречу летящим самолетам, удвоенной аэродинамической погрешности восприятия статистического давления, удвоенной погрешности стабилизации заданной высоты. Коррекция производится специальными корректорами высоты, включенными в автоматическую бортовую систему управления самолетом.

### 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 рис. 2.35.

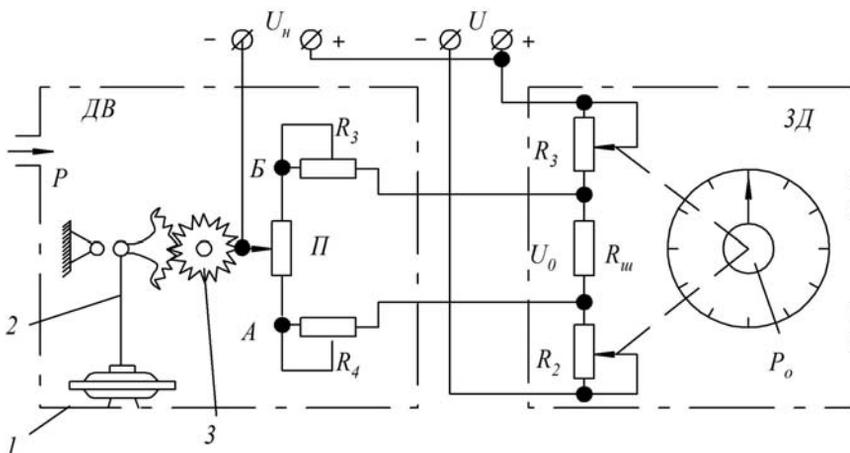


Рис. 2.35. Принципиальная схема датчика высоты:

1 – блок анероидных коробок; 2 – передаточно-множительный механизм; 3 – щетка

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  $R_3$  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  $R_{ш}$  к источнику постоянного тока напряжением 27 В, не меняя величину падения

напряжения  $U$  на резисторе  $R_{и}$ , сдвигают на равную величину потенциалы точек  $A$  и  $B$ . Этим достигается ввод поправки в измеряемую высоту  $H$  в соответствии с фактическим значением давления  $P_0$ .

Датчики высоты типа *ДВ-15* регулируются на неизменное давление  $P_0 = 760 \text{ мм рт. ст.}$  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.

#### **2.4.6 Корректор – датчик высоты типа КЗВ**

Предназначен для выдачи сигналов в виде напряжений постоянного и переменного тока частотой  $400 \text{ Гц}$ , пропорциональных отклонению  $\Delta H$  самолета от заданной высоты полета. На рис. 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.

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 нулю. Так работает кор-

ректор высоты, когда электромагнитная муфта ЭММ обесточена. В этом случае щетка потенциометра  $\Pi$  удерживается пружинами в среднем положении и напряжение с него не снимается.

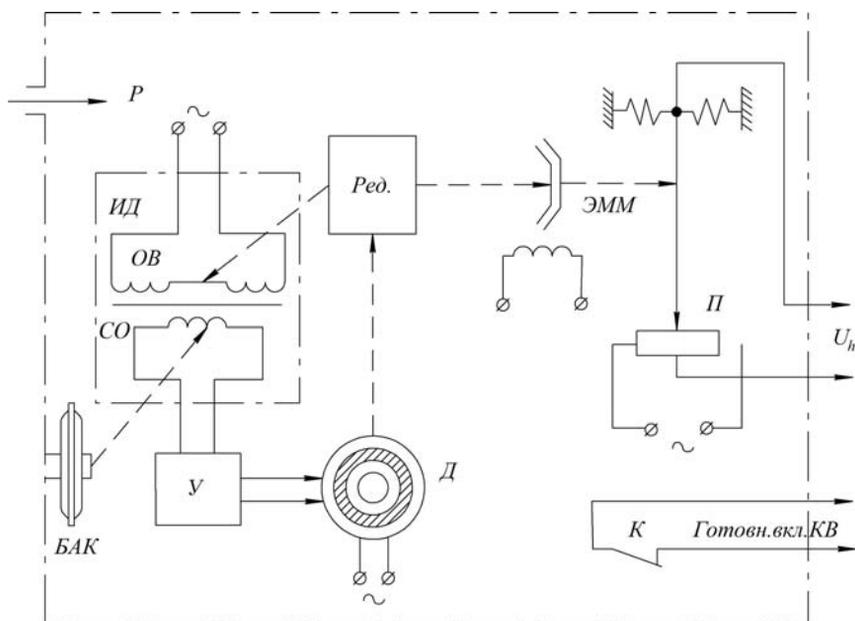


Рис. 2.36. Упрощенная схема корректора высоты

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  $K$ , которые включены в систему сигнализации о совмещении

щетки потенциометра со средней его точкой (сигнализация готовности корректора высоты к включению).

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

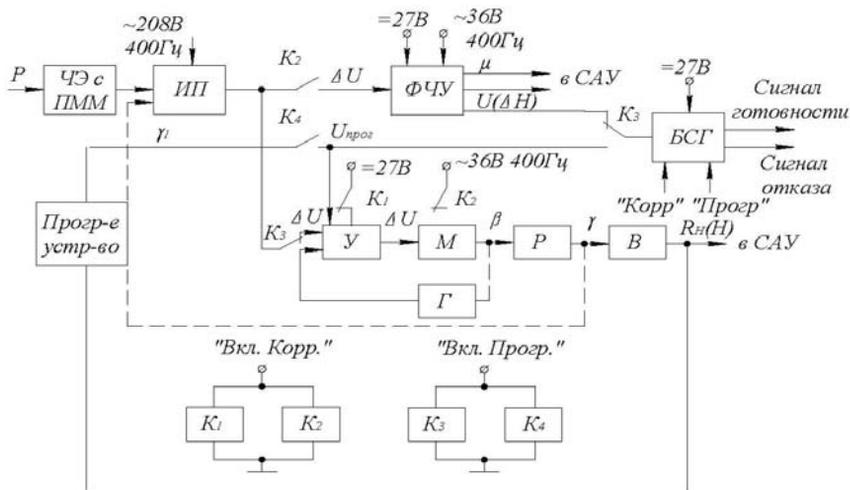


Рис. 2.37. Функциональная схема корректора – задатчика высоты

$K3B$  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 ( $K1, K2$ ); реле включения режима «программа» ( $K3, K4$ ).

**Режим обнуления:** входное давление  $P$  изменяется с набором высоты, появляется  $\Delta U$  после индукционного преобразователя, которое усиливается усилителем  $У$ , и поступает на управляющую обмотку двигателя  $М$ . Двигатель поворачивает щетки в узле потенциометров, выходное сопротивление в котором будет изменяться пропорционально

значению  $H$ . Одновременно редуктор поворачивает сердечник  $ИП$  до значения  $\Delta U = 0$ . Этот режим является подготовительным до набора высоты и включения коррекции.

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  $\Delta U$  не обнуляется и существует пока не будет достигнута высота стабилизации. Этот сигнал подается на ФЧУ, который, в свою очередь, подает потребителям сигнал в виде напряжений  $U(=)$  и  $U(\sim)$ .

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 обрабатывает заданную высоту стабилизации, изменяя значения  $R_H(H)$ .

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

#### **2.4.7 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 рис. 2.38; скорость изменения давления от 3 до 10 мм рт. ст./с; температура воздуха порядка  $21^\circ C$ ; влажность  $40 \div 60\%$ ; 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.

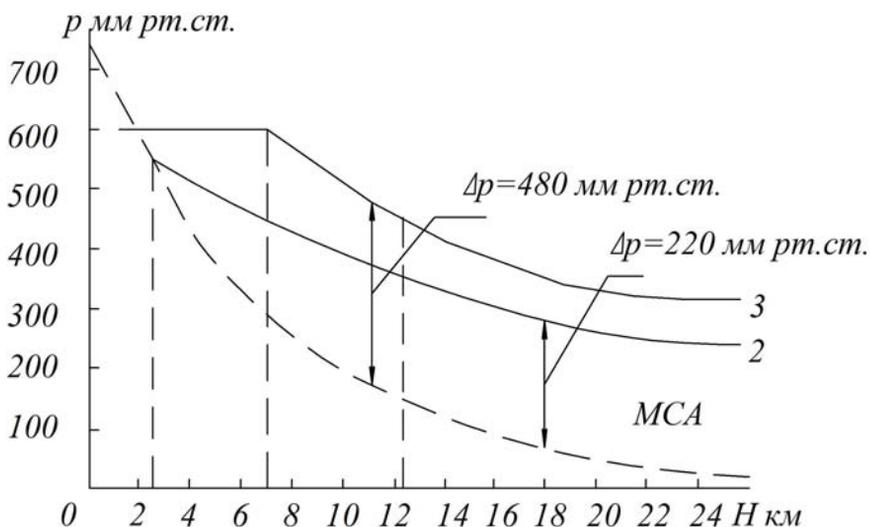


Рис. 2.38. График изменения давления:  
 1 – стандартная атмосфера; 2 – давление в ГК одноместных самолетов;  
 3 – давление в ГК многоместных самолетов

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.

На рис. 2.39 изображена кинематическая схема указателя высоты и перепада давления УВПД-20. 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.

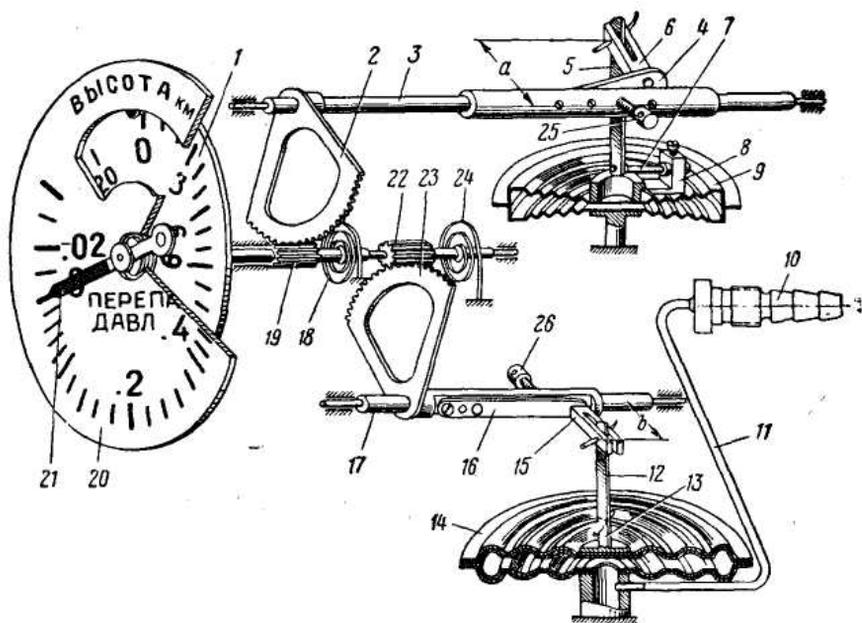


Рис. 2.39 – Кинематическая схема прибора :

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

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 УВД-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  $\pm 300$  м; погрешности измерителя перепада для положительных перепадов  $\pm 0,02$  кГ/см, для отрицательных перепадов  $\pm 0,01$  кГ/см.

#### **2.4.8 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, место, 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.

#### ***2.4.9 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.

Радиовысотомеры бывают непрерывного и импульсного действия (рис. 2.40, *а* и *б*).

Блок-схема радиовысотомера непрерывного действия приведена на рис. 2.40, *а*. Антенна  $A_1$  радиопередатчика, установленного на самолете, непрерывно излучает электромагнитные волны, которые, отражаясь от земной поверхности, возвращаются к самолету. Антенна  $A_2$

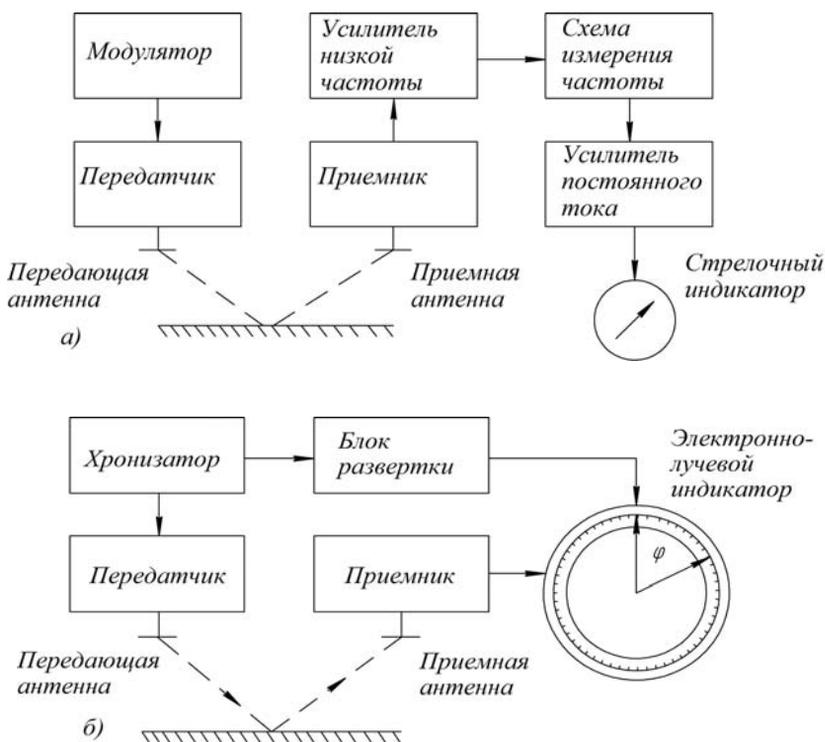


Рис. 2.40. Блок-схема радиовысотомеров:  
 а – непрерывного действия; б – импульсного действия

радиоприемника, также находящегося на самолете, принимает как излучаемые антенной  $A_1$ , так и отраженные от поверхности земли радиоволны.

Особенностью радиовысотомеров непрерывного излучения является частотная модуляция излучаемых колебаний.

На рис. 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  $\tau$  вследствие того, что в каждый момент времени частота отраженного сигнала отличается от частоты прямого

сигнала на величину, равную изменению частоты прямого излучения за время  $t$  прохождения радиоволн от самолета до земли и обратно.

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 рис. 2.41 имеем:

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

где  $l$  – расстояние между передающей и приемной антенной;

$H$  – истинная высота полета;

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

Отсюда получаем:

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

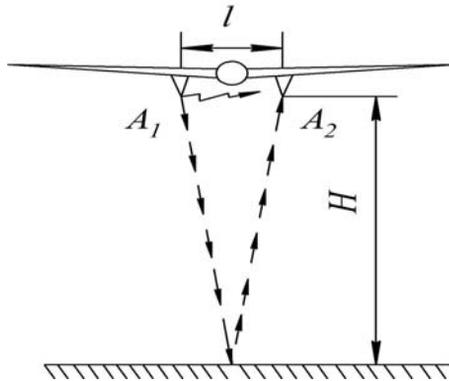


Рис. 2.41. Схема прохождения прямых и отраженных радиоволн

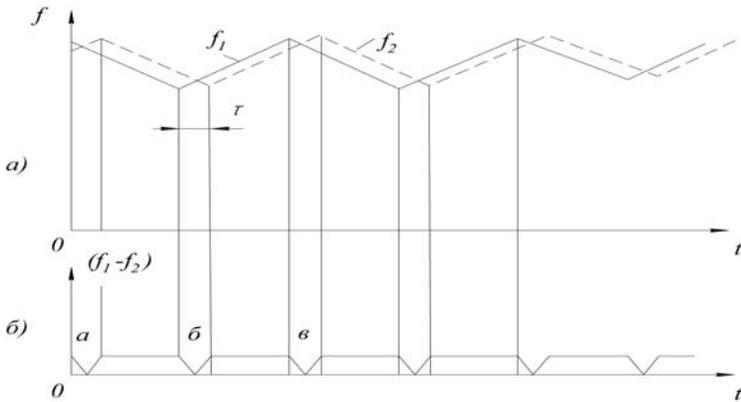


Рис. 2.42. График изменения частоты колебаний в радиовысотомере непрерывного излучения:  
*a* – зависимость частот  $f_1$  и  $f_2$  от времени;  
*б* – зависимость разности частот от времени

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

Для определения зависимости  $F$  от  $H$  запишем уравнение отрезков ломаных линий, характеризующих закон измерения частот  $f_1$  и  $f_2$  от среднего значения частоты  $f_0$  (рис. 2.42).

$$f_1 = f_0(1 \pm at);$$

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

Разность частот

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

Поскольку  $H \gg l$ , 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  $\pm 0,5\%$  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  $\pm 5\%$  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 (рис. 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;

$\tau_0$  – длительность импульса.

Если, например,  $T=1$  м/с, а  $\tau_0=1$  мкс, то  $T/\tau_0=1000$  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  $\alpha$  этого всплеска будет пропорциональным измеряемой высоте:

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

где  $S = \frac{2\Omega}{\dot{h}}$  – чувствительность прибора;

$\Omega$  – угловая скорость развертки электронного луча.

Чувствительность  $S$  и соответственно точность отсчета показаний можно увеличить путем увеличения скорости развертки  $\Omega$ . 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.

Радиовысотометр 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  $\tau$  соизмеримо с длительностью импульса  $\tau_0$ , из-за чего прямой и отраженный импульсы сливаются и их не удается различить друг от друга. На самолетах применяются различные конструктивные исполнения высотомеров, например, как на рис. 2.43.

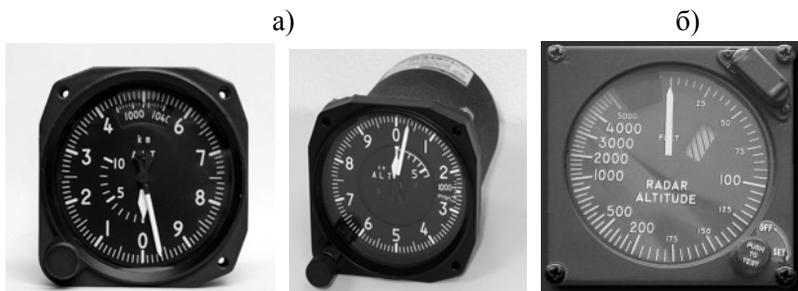


Рис. 2. 43. Метрические и футовые высотомеры различного диаметра и диапазона: *а* – барометрические, *б* – радиотехнические

### 2.4.10 Современные высотомеры

Для определения высоты используют также *GPS* приемники, 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  $\varphi$ ,  $\lambda$  – широту и долготу места на модели поверхности Земли, а также высоту  $H$  относительно среднего уровня моря модели. С точки зрения истинности отображения координат они имеют преимущество как перед барометрическими, так и перед радиотехническими высотомерами, так как не зависят 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. Точность измерения бытовых приборов *GPS* – порядка *10 м*, 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. Приемник фиксирует обратное фотонное излучение, отраженное 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 корабле «Союз» гамма-лучевой высотомер установлен у днища спускаемого аппарата и место его установки маркировано знаком радиационной опасности.

#### ***2.4.11 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 вышеназванных. 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.

#### ***2.4.12 Измерители индикаторной скорости***

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

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

где  $V_1=V$  – скорость невозмущенного набегающего потока;  
 $P_1=P$  – статистическое давление в набегающем потоке;

$\rho_1$  – плотность воздушной среды в набегающем потоке;

$P_2, V_2, \rho_2$  – давление, скорость, плотность воздушной среды на входе приемника полного давления.

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

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

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

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

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

На практике

$$P_{дин} = \varepsilon_n \rho \frac{V^2}{2},$$

где  $\varepsilon_n$  – коэффициент, характеризующий неточность изготовления приемника, равен  $0,98 - 1,02$ .

С учетом сжимаемости воздушной среды и учитывая, что давления  $P_1, P_2$  и плотности  $\rho_1, \rho_2$  связаны уравнением адиабаты, на основании уравнения состояния газа при  $V_1 = V, P_1 = P, P_2 = P_n$  и  $M < 1$  получим:

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

или

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

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

Уравнение (2.35) характеризует  $P_{дин}$  для скоростей полета  $200 \text{ км/ч}$   $\leq V \leq a$  ( $a$  – скорость звука).

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

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

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 самолет имеет приемники полного и статического давлений, чтобы получить  $P_{дин}$ .

Рассмотрим принципиальную схему указателя скорости (рис. 2.44).

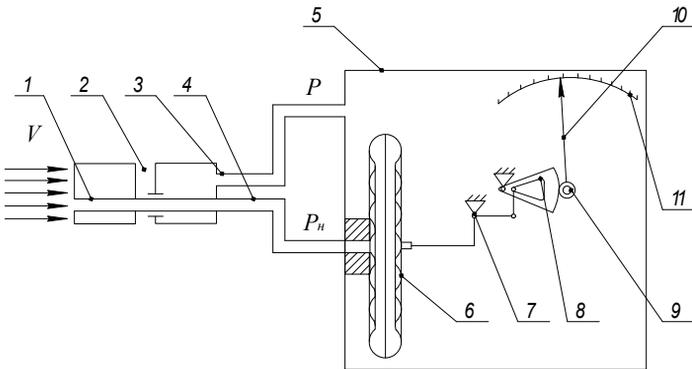


Рис. 2.44. Принципиальная схема указателя скорости:

- 1 – приемник полного давления; 2 – приемник статического давления;
- 3, 4 – пневмопроводы, соответственно статического и полного давлений;
- 5 – корпус измерителя; 6 – манометрическая коробка;
- 7 – кривошипно-шатунный механизм; 8, 9 – зубчатые передачи;
- 10 – стрелка указателя; 11 – шкала

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

Методические погрешности возникают при изменении 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 жесткого центра меняется линейно с изменением скорости  $V_u$ , т.е.  $\alpha = f(V_u)$  линейна.

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

### **2.4.13 Измерители истинной воздушной скорости и числа Маха (М)**

Из формулы (2.32) видно, что для измерения истинной воздушной скорости необходимо измерять температуру воздушной среды на высоте полета. Так как температуру ( $T$ ) невозмущенной среды в полете практически нельзя измерить, поэтому определяют температуру ( $T_T$ ) заторможенного потока. Связь  $T$  и  $T_T$  выражается зависимостью:

$$T_T = \frac{k-1}{k} \frac{V^2}{2R_{\gamma 0}} + T.$$

С учетом этой зависимости истинную скорость вычисляют по формуле

$$V = \sqrt{2R_{y0} \frac{k}{k-1} T_T \left[ 1 - \left( \frac{P_{\text{дин}}}{P} + 1 \right)^{\frac{1-k}{k}} \right]}. \quad (2.37)$$

Учитывая, что скорость звука  $a = \sqrt{kR_{y0}T}$ , для  $M$  получим:

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[ \left( \frac{P_{\text{дин}}}{P} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (2.38)$$

Из формул (2.37) и (2.38) видно, что для определения скорости  $V$  необходимо измерять давление  $P_{\text{дин}}$ ,  $P$  и температуру  $T$  на высоте полета, а для измерения числа  $M$  – только давления  $P_{\text{дин}}$  и  $P$ .

Измерители истинной воздушной скорости отличаются от измерителей индикаторной скорости  $V$  и тем, что в них используется компенсационный узел, вносящий поправку в изменение температуры и статического давления. В упрощенном виде формулу (2.37) для несжимаемой воздушной среды с учетом уравнения состояния газа можно записать:

$$V = \sqrt{\frac{2R_{y0}TP_{\text{дин}}}{P}}. \quad (2.39)$$

Температура  $T$  окружающего воздуха определяется по формуле

$$T = T_0 \left( \frac{P}{P_0} \right)^{0.2}.$$

Тогда формула (2.39) примет вид:

$$V = P_0^{-0.1} \sqrt{2R_{y0}T_0} \frac{P_{\text{дин}}^{0.5}}{P^{0.4}}. \quad (2.40)$$

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  $V_u$ , схема которых представлена на рис. 2.45.

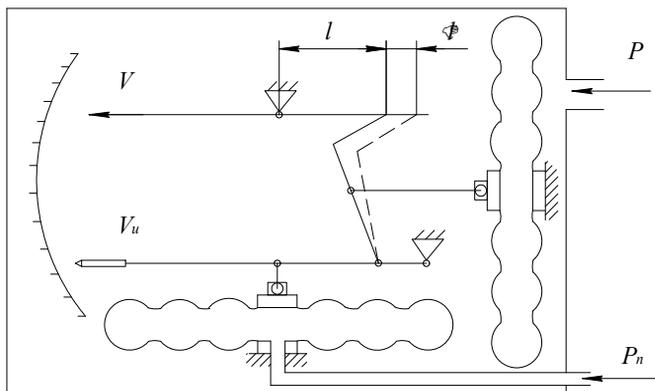


Рис. 2.45. Схема комбинированного указателя истинной и индикаторной скорости

Неподвижная анероидная коробочка учитывает изменения давления и температуры с набором высоты изменением длины плеча  $l$  на величину  $\Delta l$ , изменяя, таким образом, передаточное отношение кривошипно-шатунного механизма, передающего движение от манометрической коробочки.

Такой способ учета 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 счетно-решающей схемы, в которой температура  $T$  учитывается с помощью расположенного вне самолета термометра.

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

Упрощенную формулу (2.36) для  $M$  можно записать:

$$M = \sqrt{\frac{2 P_{дин}}{k P}}. \quad (2.41)$$

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

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

#### **2.4.14 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 рис. 2.46.

В герметичном корпусе прибора размещены манометрический блок 8 и anerоидный блок 17. Манометрический блок является общим чувствительным элементом указателей индикаторной и истинной воздушной скорости. Он воспринимает динамический напор  $P_{дин} = P_n - P$ , 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 полый оси которой укреплена стрелка 2 указателя

истинной воздушной скорости. Внутри полой оси трибки 4 проходит ось трибки 13.

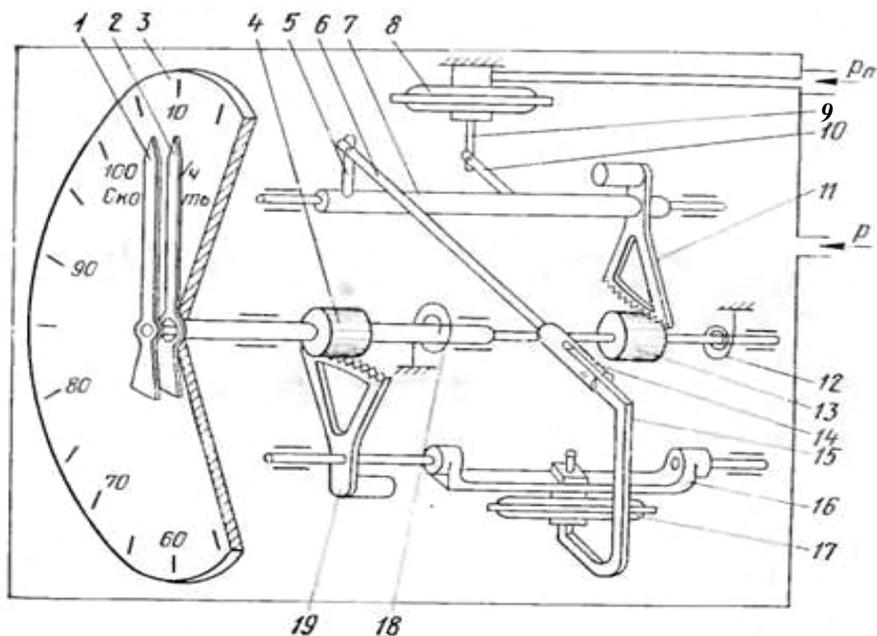


Рис. 2.46. Кинематическая схема комбинированного указателя скорости с подвижным блоком анероидных коробок:

- 1 – стрелка указателя индикаторной скорости; 2 – стрелка указателя истинной воздушной скорости; 3 – шкала; 4, 13 – трибки;
- 5, 10 – кривошпы; 6, 9 – тяги; 7, 8 – манометрические коробки;
- 11, 19 – зубчатые секторы; 12, 18 – пружины; 14 – серьга; 15 – изогнутый кривошип; 16 – ось; 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/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  $M$ .* Многие характеристики самолета зависят от числа  $M$ . Так, например, при изменении числа  $M$  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  $M$ , при которых такое изменение происходит.

Прибор, с помощью которого измеряется число  $M$  полета, называется указателем числа  $M$ . Существующие указатели числа  $M$  основаны на измерении отношения динамического давления  $P_{дин}$  воздуха к статическому давлению  $P$ . Число  $M$  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.

#### ***2.4.15 Измерители вертикальной скорости***

Методы измерения:

- интегрирование вертикальных ускорений;
- измерение вертикальной составляющей  $V$ ;

- дифференцирование сигнала датчика высоты;
- пневмомеханическое дифференцирование статического давления  $P$ .

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 рис. 2.47.

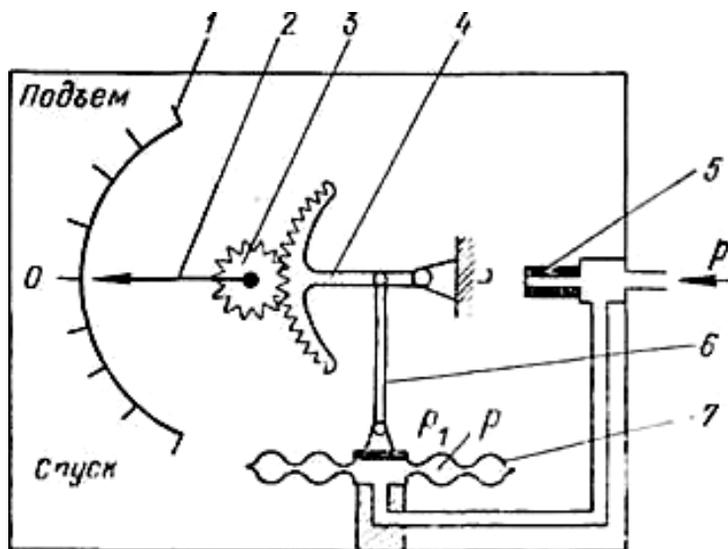


Рис. 2.47. Принципиальная схема вариометра:

- 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  $б$ , 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  $V_g = \pm 30$  м/с,  $ВАР-75М$  ( $V_g = \pm 75$  м/с),  $ВАР-150М$  ( $V_g = \pm 150$  м/с),  $ВАР-300М$  ( $V_g = \pm 300$  м/с).

В вариометре  $ВАР-300М$  шкала равномерная от  $0$  до  $\pm 20$  м/с, а далее непрерывно затухает.

Методические погрешности возникают вследствие расхождения  $T_{кан}$  (температуры капилляра),  $T_k$  (температуры корпуса),  $T$  (температуры атмосферы), а также запаздывания изменения давления внутри корпуса прибора.

Абсолютная погрешность  $\Delta g_k = 0$  может быть найдена:

$$\Delta g_k = g'_k \left( \frac{T_{кан}^2}{T_k T} - 1 \right), \quad (2.42)$$

где  $g'_k$  – градуировочное значение изменяемой разности давлений. Эта погрешность убывает по мере уменьшения скорости  $V_g$  и в горизонтальном полете  $\Delta g_k = 0$ . Для уменьшения погрешности применяют температурные компенсаторы. Погрешность из-за запаздывания давления внутри корпуса объясняется тем, что вариометр представляет аperiodическое звено с постоянной времени  $\tau_g$ . Уменьшить  $\tau_g$  можно, увеличив диаметр или уменьшив длину капилляра, но тогда падает чувствительность прибора на малых скоростях. Поэтому увеличивают чувствительность манометрической коробки.

Инструментальные погрешности аналогичны высотомерам.

### 2.4.16 Измерители углов атаки и скольжения

Применяется аэрометрический метод, использующий воздействие воздушного потока на флюгер. Флюгер (рис. 2.48) представляет собой обтекаемое симметричное тело в виде крыла, способное вращаться вокруг оси  $\theta$ , преобразуя угловое перемещение потенциометром в электрический сигнал.

Устанавливающий аэродинамический момент равен:

$$M_{\phi} = m_a S_{\phi} b \frac{\rho V^2}{2}, \quad (2.43)$$

где  $m_a$  – коэффициент, зависящий от угла  $\alpha$  или  $\beta$ ;

$S_{\phi}$  – площадь крыльев флюгера;

$b$  – длина хорды;

$M_{\phi}$  – выбирается из условия  $M_{\phi} \gg M_{mp}$ .

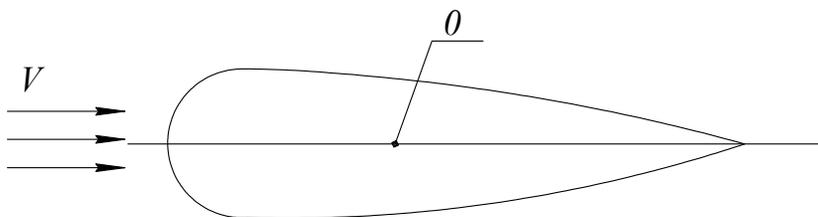


Рис. 2.48. Флюгер

Рассмотрим датчик углов атаки и скольжения, совмещенный с приемником воздушного давления (рис. 2.49).

Угол поворота флюгеров 1 относительно штанги 3 пропорционален углу скольжения, а угол поворота флюгеров 2 – углу атаки. Вращение осей флюгеров передается щеткам потенциометров, выдающим электрические сигналы пропорционально углам атаки  $\alpha$  и скольжения  $\beta$ . Потенциометры смонтированы внутри корпуса штанги.

Инструментальные погрешности в основном определяются силами трения в контактных парах, неточностью изготовления флюгеров и погрешностью электросхем измерительных цепей.

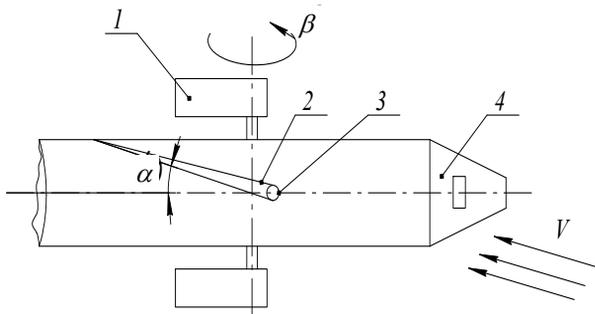


Рис. 2.49. Датчик углов атаки и скольжения:  
 1 – флюгер угла скольжения  $\beta$ ; 2 – флюгер угла атаки  $\alpha$ ; 3 – штанги;  
 4 – корпус датчика

## 2.5 Измерители курса

Курсовые углы различают: истинный  $\psi$ , магнитный  $\psi_m$ , отличающийся от истинного на величину  $\Delta_m$ , и компасный  $\psi_k$ , отличающийся от магнитного на величину  $\Delta_k$ , а на практике ортодромический  $\psi_o$  (ортодромия – дуга большого круга, плоскость которого проходит через центр Земли).

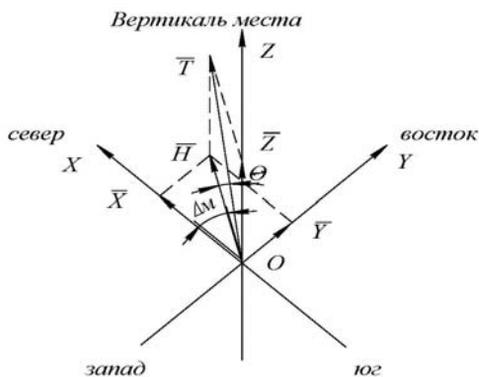


Рис. 2.50. Модель геомагнитного поля Земли

Измерения курса осуществляется магнитным, индукционным, гироскопическим, гироманитным, гироиндукционным, астрономическим и радиотехническим методами.

Геомагнитное поле Земли можно представить следующей простейшей моделью (рис. 2.50).

Угол между векторами  $\vec{H}$  и  $\vec{T}$  называется наклоном  $H = T \cos \theta$ .

Склонение и наклонение для различных координат Земли различны по величине и знаку и меняются со временем. Их величины и относительные изменения нанесены на специальные магнитные карты и соединены линиями – изогонами, для которых  $\Delta_m = \text{const}$  и изоклинами, для которых  $\theta = \text{const}$ .

$\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}$  – соответственно северная, восточная, вертикальная составляющие напряженности  $\vec{T}$  в данной точке Земли;

$\vec{T}$  – вектор напряженности, который расположен по касательной к магнитным силовым линиям Земли;

$\vec{H}$  – проекция вектора  $\vec{T}$  на горизонтальную плоскость;

$\Delta_m$  – угол между векторами  $\vec{H}$  и  $\vec{X}$ , то есть между направлениями магнитного и географического меридианов, называется углом склонения;

+  $\Delta_m$  – если  $\vec{H}$  направлен к востоку от  $\vec{X}$ ;

-  $\Delta_m$  – если  $\vec{H}$  направлен к западу от  $\vec{X}$ .

Величина напряженности геомагнитного поля  $\vec{T}$  меняется в зависимости от широты в пределах от 0,39 Э в районе экватора до 0,75 Э в районе магнитного полюса.

Такая модель существенно отличается от реальной, так как не учитываются внешние источники магнитных полей, такие как токовые системы в атмосфере и радиация.

### **2.5.1 Магнитные компасы**

Назначение магнитного компаса – определение магнитного курса самолета, т.е. угла между горизонтальной составляющей магнитного поля Земли и продольной осью самолета.

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.

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.

Схема датчика авиационного магнитного компаса изображена на рис. 2.51.

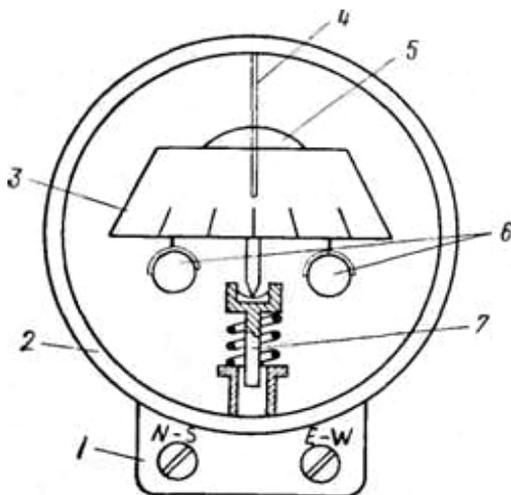


Рис. 2.51. Кинематическая схема магнитного компаса:  
 1 – девиационный прибор; 2 – корпус; 3 – картушка; 4 – индекс;  
 5 – поплавок; 6 – магниты; 7 – подпятник

Рассмотрим принцип работы авиационного магнитного компаса. Компас 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. отношение 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. Схема датчика дистанционного магнитного компаса изображена на рис. 2.52.

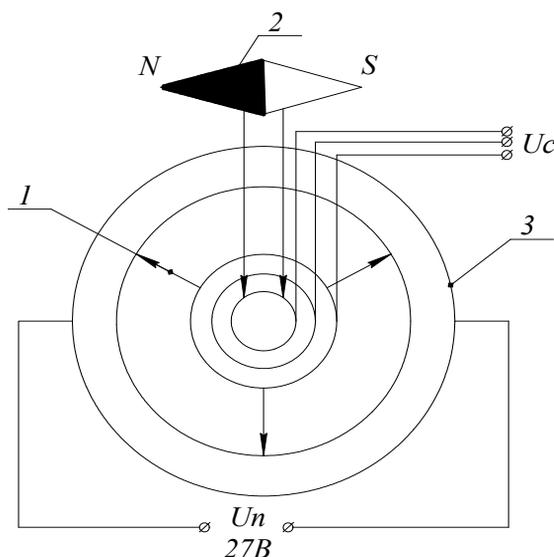


Рис. 2.52. Схема датчика магнитного компаса

Постоянный магнит 2, соединенный механически с потенциометром 3, перемещает щетки 1 по направлению магнитного меридиана, изменяя напряжение выходного сигнала пропорционально курсовому углу.

### 2.5.2 Погрешности магнитного компаса

В условиях реального полета магнитные компасы неизбежно подвергаются различного рода воздействиям, например, магнитным поля-

ми окружающих объектов, ускорением и эволюцией ВС и т. д., которые вызывают его погрешности.

Методические погрешности возникают от магнитной девиации  $\Delta_k$  и магнитного склонения  $\Delta_m$ , от наклона летательного аппарата относительно подвижной системы магнита, от наклона подвижной системы компаса относительно плоскости горизонта.

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 разработаны довольно полно.

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, направле-

ния этого магнитного поля относительно продольной оси самолета и напряженности магнитного поля Земли, которая зависит от широты места. Поскольку эта девиация дважды за оборот ( $360^\circ$ ) 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  $\Phi$  и продольной, осью самолета, получим угол реактивного склонения  $\Delta_m$ .

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 *KII-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 (см. рис. 2.51). Поворачивая девиационный прибор  $1$ , меняют результирующее магнитное поле магнитов  $6$  и тем самым компенсируют магнитное поле самолета. Девиационный прибор позволяет устранить полукруговую девиацию, после чего снимается график остаточной, т. е. неустраненной 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, обла-

дающих 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  $\gamma$ , в результате чего вектор  $Z$  уже не совпадает по направлению с осью подвеса магнитной системы на некоторый угол  $\alpha$ , 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 (рис. 2.53).

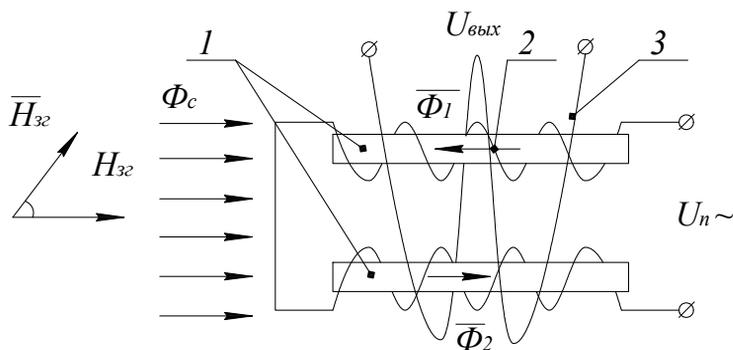


Рис. 2.53. Чувствительный элемент индукционного датчика

Индукционный чувствительный элемент состоит из двух одинаковых и параллельно расположенных пермаллоевых стержней 1 с обмотками 2, питаемых напряжением  $U_n \sim$  с частотой  $\omega_n$ , 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, т.к. обмотки намотаны в разные стороны, а следовательно они не создают в сигнальной обмотке ЭДС. Магнитная проницаемость стержней  $\mu_c$  вследствие переменности магнитных потоков периодически меняется по закону:

$$\mu_c = \mu_o + \mu_a \cos 2\omega_{\text{П}}t, \quad (2.44)$$

где  $\mu_o, \mu_a$  – постоянная и переменная магнитные проницаемости.

Если чувствительный элемент размещен в плоскости горизонта, то горизонтальная составляющая напряженности магнитного поля Земли  $H_{3z}$  создает в стержнях индукцию  $B_c$ , а следовательно и постоянные магнитные потоки

$$\Phi_c = B_c S = H_{3z} \mu_c \cos \Psi_M S, \quad (2.45)$$

где  $S$  – площадь сечения стержней.

При этом направления потоков в обоих стержнях одинаковы, а их значения пропорциональны магнитной проницаемости материала стержней и косинусу угла  $\Psi_M$  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, вследствие чего имеем напряжение на выходе, равное:

$$U_{\text{вых}} = -\frac{d\Phi_c}{dt} \cdot 10^{-8} = k \cdot H_{3z} \cdot \cos \Psi_M. \quad (2.46)$$

То есть амплитудное значение выходного сигнала зависит от расположения стержней по отношению к магнитному меридиану, характеризуемого углом  $\Psi_M$ .

Для того, чтобы индукционный датчик позволял решать задачу определения курса в пределах  $0 - 360^\circ$ , его делают из трех индукцион-

ных чувствительных элементов, расположенных под углом  $60^\circ$ , при этом сигнал с датчика определяется выражением:  $U_{\text{вых}} = -w(d\Phi_c/dt) \cdot 10^{-8}$ .

Рассмотрим принципиальную схему индукционного измерителя курса (рис. 2.54), которая работает по принципу следящей системы.

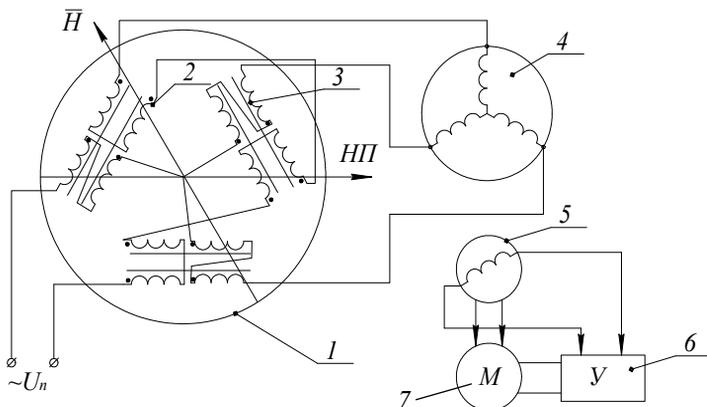


Рис. 2.54. Принципиальная схема индукционного датчика магнитного курса:

- 1 – платформа на кардановом 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 показав-

ния 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 (радиоинтерференционный) 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 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.

Измерительным преобразователем является полый металлический или пенопластовый поплавок (рис. 2.55). При перемещении поплавка в зависимости от уровня топлива перемещается щетка 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 объема 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.

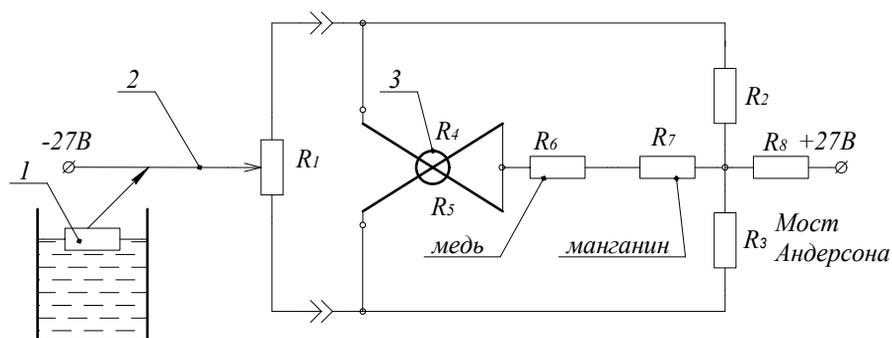


Рис. 2.55. Электромеханический топливомер:  
1 – поплавок; 2 – щетка потенциометра; 3 – логометр

Достоинство – простота. Недостаток – измеряют не массу, а уровень или объем вещества. Наличие подвижных деталей снижает надежность. Показания зависят от углов положения самолета в полете и на стоянке и от ускорений, действующих на поплавок. Инструментальная погрешность возникает за счет изменения температуры окружающей среды: изменяется сопротивление рамок прибора, что компенсируется введением в полудиagonal моста резисторов  $R_6$  и  $R_7$  из медной и манганиновой проволоки.

Погрешности электрических поплавковых топливомеров складываются:

- из погрешностей, возникающих при наличии 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  $2 \div 3\%$ .

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  $2 \div 3\%$ .

### 2.6.4 Поплавковый электромеханический топливомер с герконами

Состоит из немагнитной трубки (рис. 2.56), 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 произойдет уменьшение топлива, разомкнется контакт  $S_1$  и изменится суммарное напряжение обмоток  $W_1$  и  $W_2$ , появится  $\Delta U_2$ , значение которой усиливается, включается двигатель  $Д$  и через редуктор перемещает щетку резистора  $R_1$  и стрелку  $ОУ$  до устранения  $\Delta U_2$ , что будет соответствовать определенному уровню топлива.

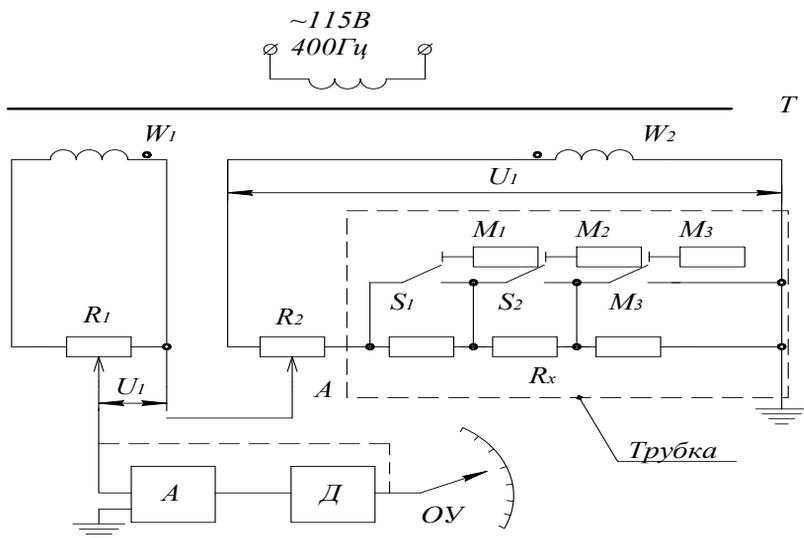


Рис. 2.56. Электромеханический топливомер с герконами

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 Электроемкостные 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 электроемкостных 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. На рис. 2.57 представлена упрощенная конструкция датчика электроемкостного топливомера.

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 конденса-

тора 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.

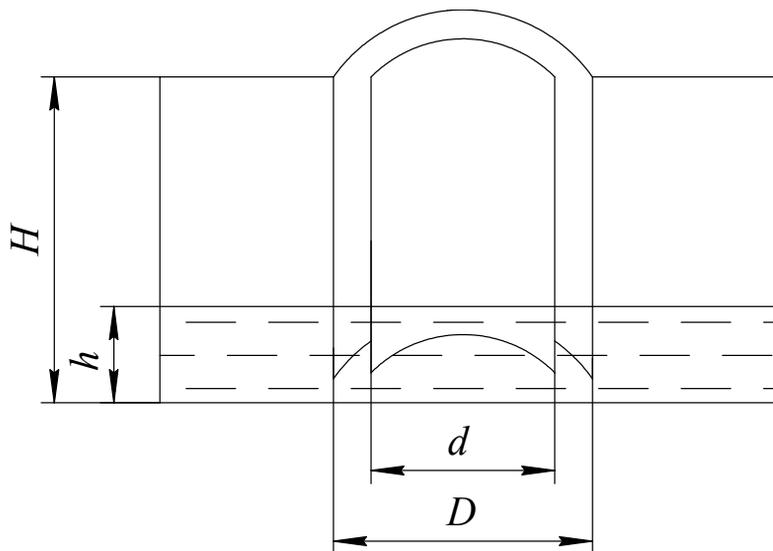


Рис. 2.57. Электроемкостный датчик топливомера

Принцип основан на зависимости емкости датчика от уровня и диэлектрической проницаемости жидкости, находящейся между электродами датчика топливомера.

Одна из конструкций датчика представлена на рис. 2.58, а его эквивалентная схема замещения изображена на рис. 2.59.

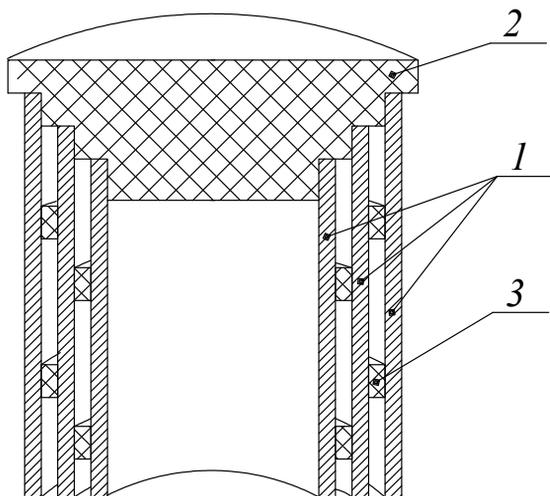


Рис. 2.58. Конструкция электроемкостного датчика:  
 1 – электроды; 2 – основание; 3 – изоляционные вкладыши

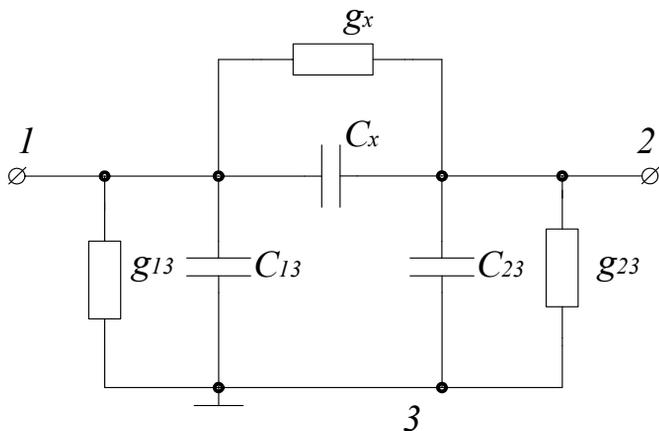


Рис. 2.59. Эквивалентная схема датчика:  
 $C_x$  – прямая емкость датчика,  $C_{13}$ ,  $C_{23}$  – частичные (заземленные) емкости электродов,  $g_x$ ,  $g_{13}$ ,  $g_{23}$  – прямая и частичные проводимости между электродами датчика

При пустом баке емкость датчика топливомера равна:

$$C_x = \frac{2\pi\varepsilon_0\varepsilon_\varepsilon H}{\ln \frac{D}{d}}, \quad (2.47)$$

где  $\varepsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12} \text{ Ф/м}$  – диэлектрическая постоянная;

$\varepsilon_\varepsilon = 1,00059 \approx 1$  – относительная диэлектрическая постоянная воздуха;

$H$  – длина датчика;

$D, d$  – внутренние диаметры соответственно внешней и внутренней труб.

Так как диэлектрическая проницаемость топлива и масел равна  $\varepsilon_m = 1,9 \div 2,2 \approx 2,0$ , то при заполнении бака топливом емкость датчика будет увеличиваться и зависеть от уровня топлива:

$$C_x = \frac{2\pi\varepsilon_0}{\ln \frac{D}{d}} [\varepsilon_\varepsilon (H - h) + \varepsilon_T h]. \quad (2.48)$$

Так как  $\varepsilon_\varepsilon \approx 1,0$ , то после несложных преобразований формулу (2.48) можно представить в следующем виде:

$$C_x = Cx_0 + \frac{C_0}{S} \cdot \frac{\varepsilon_T - 1}{\rho} m, \quad (2.49)$$

где

$$Cx_0 = \frac{2\pi\varepsilon_0 H}{\ln \frac{D}{d}} \text{ – емкость сухого датчика;}$$

$$C_0 = \frac{2\pi\varepsilon_0}{\ln \frac{D}{d}} \text{ – погонная емкость датчика;}$$

$S$  – площадь поперечного сечения бака;

$\rho$  – плотность топлива.

Из формулы (2.49) видно, что емкость датчика зависит от массы топлива в баке. Зависимость  $C_x = f(m)$  линейна в том случае, если  $\frac{C_0}{S}$  и  $\frac{\varepsilon_T - 1}{\rho}$  являются постоянными. Для этого электроды датчика профилируют так, чтобы емкость датчика  $C_0$  изменялась по высоте в соответствии с изменением площади  $S$  бака. Обычно это делают за счет соотношения  $D/d$ . Количество труб в датчике может быть от 3 до 6.

Для измерения массы топлива широко применяют уравновешенные мосты переменного тока.

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 ВС.

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.

$$U_n \sim (115 В, 400 Гц).$$

Принципиальная схема измерительной части системы представляет собой самобалансирующийся мост (рис. 2.60), образованный емкостями  $C_1$  и  $C_x$  ( $C_x$  – емкость датчика) и сопротивлениями  $R_1, R_2, R_3, r_1, r_2$  и  $R$ .

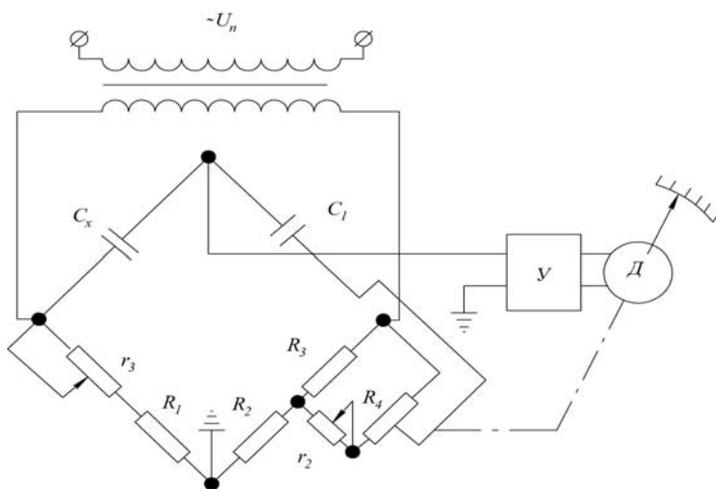


Рис. 2.60. Принципиальная схема измерительной части топливомера

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  $C_x$  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 применением 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, преимущество 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 существен, 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).

## 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  $\pm 2\%$ , то погрешность измерения мгновенного расхода топлива должна быть не более  $\pm 2\%$ . 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  $0,15 \text{ кг/см}^2$ , а во втором –  $0,20 \text{ кг/см}^2$ .

### ***2.7.1 Методы измерения расхода топлива***

Существует ряд методов измерения расхода топлива. К наиболее распространенным 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 объемного расходомера используются обратимые жидкостные насосы – дисковые, чашечные, лопастные, винтовые и др.

Достоинство объемного 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 давления, 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 уравнивании 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.

### 2.7.2 Турбинный преобразователь расхода топлива

Состоит из струенаправляющего аппарата 1 и гидравлической крыльчатки 2 (рис. 2.61).

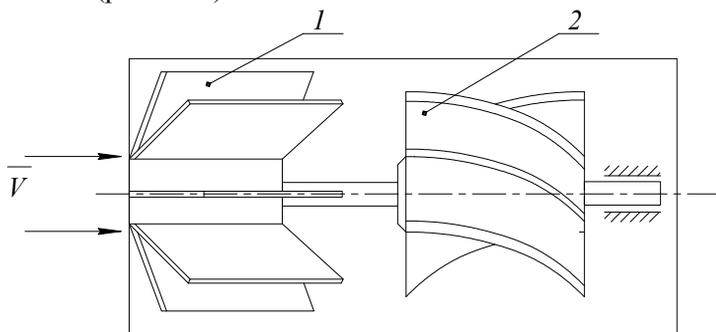


Рис. 2.61. Турбинный преобразователь

Частота вращения нагруженной крыльчатки пропорциональна скорости протекания топлива:

$$n = kV, \quad (2.50)$$

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

$$V = \frac{Q}{S}. \quad (2.51)$$

Подставив выражение (2.51) в (2.50), получим:

$$n = \frac{k}{S} Q. \quad (2.52)$$

Если измеряют массовый расход топлива, то

$$n = \frac{k}{\rho S} Q_m, \quad (2.53)$$

где  $\rho$  – плотность топлива.

Уравнение (2.53) 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 также противодействующих моментов, создаваемых последующими механическими преобразованиями.

Количество топлива, потребленное 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 (2.53), получим:

$$j = \frac{k}{\rho S} \int_0^t Q_M dt = \frac{k}{\rho S} G_M, \quad (2.54)$$

где  $j = \int_0^t n dt$  – угол поворота крыльчатки (число оборотов).

Таким образом, по общему числу оборотов можно судить о количестве топлива. На рис. 2.62 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, индуцируется ЭДС, которая подается в преобразователь ПЧН1Т.

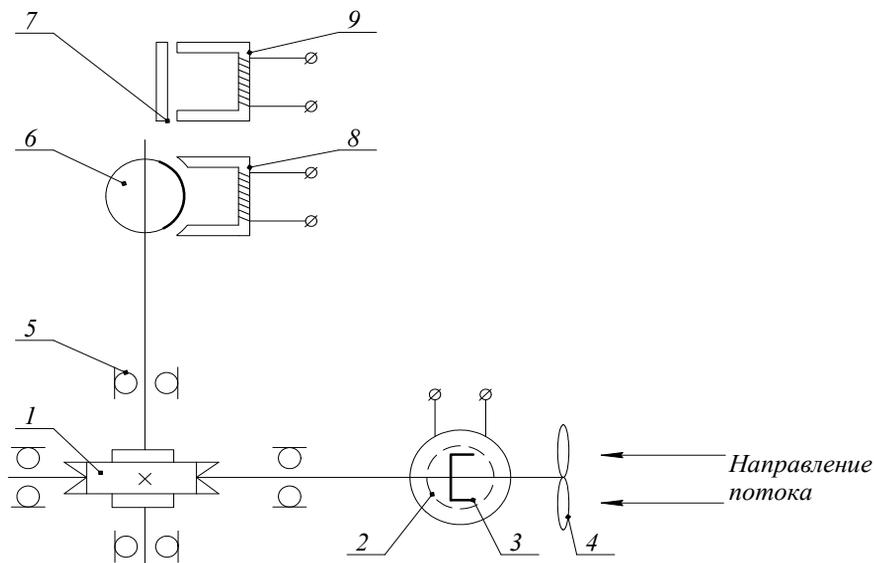


Рис. 2.62. Электрокинематическая схема датчика расхода топлива ДРТМС10АТ

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 уравнивания индуктивного моста в датчике предусмотрен магнитный шунт 7.

Для соединения датчика с внешней схемой имеется разъем.

### 2.7.3 Принцип действия и конструкция

В авиационных расходомерах измерение скорости потока топлива производится с помощью крыльчатки, помещаемой в топливную магистраль (рис. 2.63).

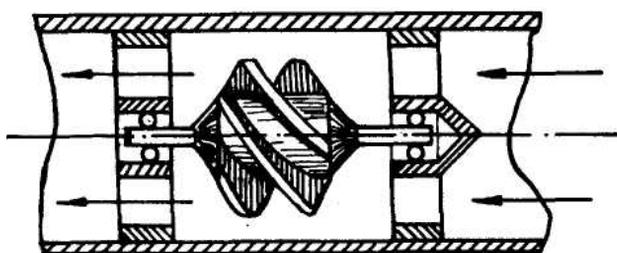


Рис. 2.63. Упрощенная схема скоростного расходомера

Скорость вращения  $\omega$  ненагруженной крыльчатки пропорциональна скорости потока и, следовательно, величине расхода  $Q$  топлива  $\omega = kIV$ , где  $kI$  – коэффициент пропорциональности.

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.

В расходомерах мгновенного расхода в качестве указателей применяются сельсинные передачи и приборы магнитоэлектрической системы, а в мерах суммарного расхода – электромагнитные счетчики импульсов.

Приборы и датчики, измеряющие расход топлива в единицу времени (расходомеры), применяются для выдерживания наиболее экономичного режима полета, отвечающего минимуму расхода горючего на

километр пройденного пути (с учетом скорости полета). Эта же задача может решаться автоматически с помощью экстремального регулятора, воспринимающими устройствами которого служат датчик расхода топлива и датчик скорости полета. Зная запас топлива и его расход, можно вычислить возможную длительность и дальность полета, а также, с учетом скорости полета, и дальность.

Принцип действия тахометрических (скоростных или турбинных) расходомеров основан на зависимости скорости вращения, расположенной в трубопроводе ненагруженной тангенциальной крыльчатки (турбины) от расхода жидкости.

Достоинством метода является пропорциональная зависимость скорости вращения крыльчатки от расхода жидкости (рис. 2.64).

Частота вращения крыльчатки зависит не только от величины расхода, но также от вязкости жидкости (температуры), что вызывает появление погрешностей прибора.

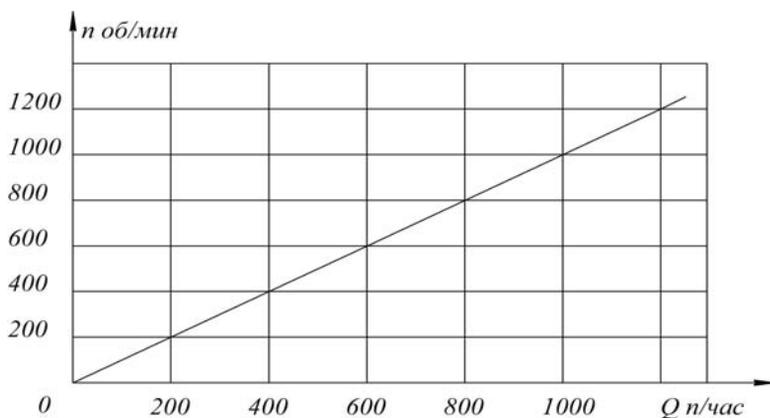


Рис. 2.64. Зависимость скорости вращения крыльчатки от объемного расхода жидкости

В приборах мгновенного расхода сигнал тахогенератора (напряжение или частота) служит мерой измеряемого расхода.

Из формулы (2.54) можно выразить частоту вращения ненагруженной крыльчатки для объемных и массовых расходомеров:

$$f = \frac{k_1}{S} Q_v; \quad f = \frac{k_1}{S\rho} Q_m. \quad (2.55)$$

Для построения приборов, измеряющих объемный расход, необходимо измерять частоту вращения крыльчатки. В массовых расходомерах помимо частоты измеряют плотность  $\rho$ . В качестве измерителей частоты применяют тахогенераторы переменного тока. Измерение угловой скорости осуществляется магнитоиндукционным тахометрическим узлом (рис. 2.65).

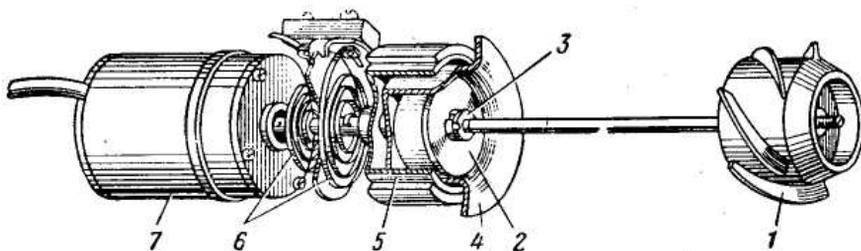


Рис. 2.65. Кинематическая схема датчика расходомера

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 представлена на рис. 2.66.

Обмотки возбуждения 1 и 1' и обмотки синхронизации 2 и 2' размещены на статоре сельсина-датчика (С-Д) и сельсина-приемника (С-П).

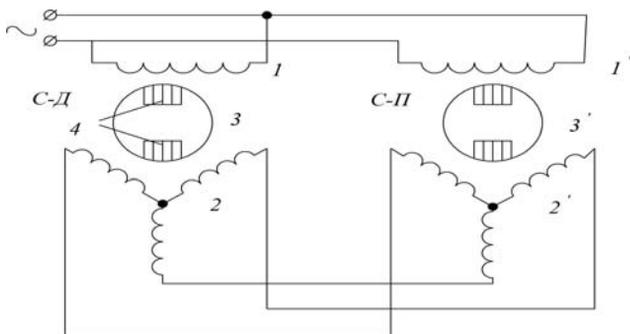


Рис. 2.66. Схема сельсинной передачи тахометрического расходомера мгновенного расхода

Цилиндрический ротор сельсина состоит из двух пакетов листовой электротехнической стали, впрессованных в пластмассу. Индуктируемые в синхронизирующих обмотках 2 и 2' ЭДС 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/ч.

#### **2.7.4 Тахометрические расходомеры с температурной коррекцией плотности**

Одна из возможных схем расходомера мгновенного расхода представлена на рис. 2.67. Здесь вращение крыльчатки 1 измеряется тахогенератором переменного тока 2. Сигналы частоты вращения  $f$ , пропорциональные объемной скорости потока  $Q_v$  ( $Q_v = SV$ ), передаются на блок формирования БФ, на выходе которого получаем напряжение, пропорциональное  $Q_v$ . Для измерения плотности  $\rho$  служит мостовая схема 3, в одно из плеч которой включен конденсатор  $C_x$ , помещаемый в поток жидкости (топлива).

Емкость конденсатора зависит от температуры, а следовательно и от плотности жидкости. Зависимость плотности  $\rho$  от емкости можно представить в виде

$$C = \frac{k_1 S \rho}{d}, \quad (2.56)$$

где  $k_1 = \varepsilon_1 \rho$ ,  $\varepsilon_1 l$  – диэлектрическая постоянная;  $\rho$  – плотность,  $г/см^3$ ;  $S$  – площадь обкладок,  $м^2$ ;  $d$  – расстояние между обкладками,  $м$ .

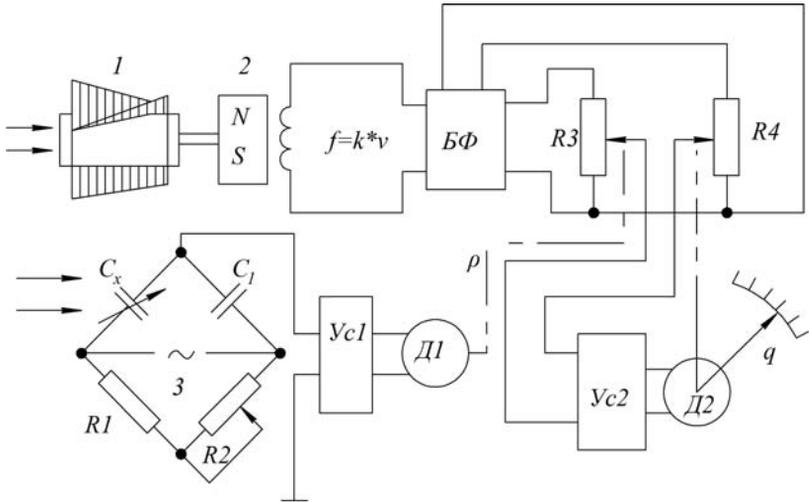


Рис. 2.67. Схема тахометрического расходомера с температурной коррекцией плотности

Сигнал, пропорциональный  $\rho$ , передается на движок потенциометра  $R3$ , где происходит перемножение сигналов  $Q_v$  и  $\rho$ . В схеме усилителя  $Ус 2$  и двигателя  $Д 2$  происходит усиление и обработка сигнала массового расхода.

### 2.7.5 Турбосиловые расходомеры

Турбосиловыми называют силовые расходомеры, в преобразователе которых в результате силового воздействия, пропорционального массовому расходу, поток закручивается. Принципиальная схема расходомера при внешнем силовом воздействии представлена на рис. 2.68. Внутри трубопровода 2 установлен ротор 3 с малым радиальным

зазором, имеющий каналы для прохода жидкости, разделенные перегородками, параллельными его оси, или же выполненный в виде прямолопастной крыльчатки.

Ротор вращается от электродвигателя *1* с угловой скоростью  $\omega$  и закручивает жидкость, которая приобретает винтовое движение, показанное стрелками. Далее жидкость поступает на ротор *5*, закрепленный на пружине *6*, и закручивает последнюю на угол  $\varphi$ , пропорциональный массовому расходу. Неподвижный диск *4* уменьшает вязкостную связь между роторами.

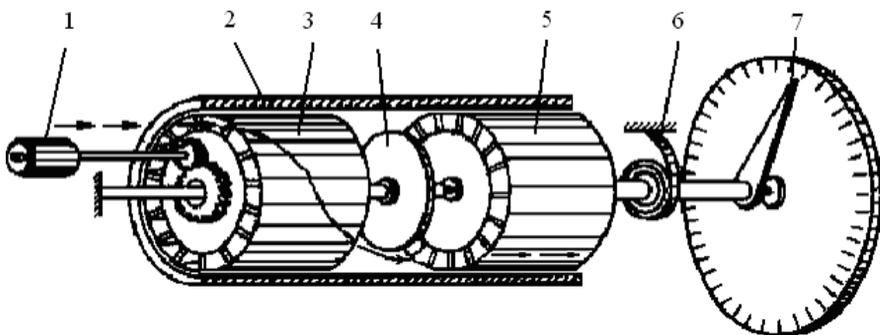


Рис. 2.68. Принципиальная схема турбосилового расходомера

Главный момент количества движения жидкости  $l_x$  относительно оси вращения роторов определяется выражением

$$l_x = J_x \omega, \quad (2.57)$$

где  $l_x$  – момент инерции закручиваемой жидкости относительно оси вращения,  $\text{кг} \cdot \text{м}^2$ ;  $\omega$  – угловая скорость вращения жидкости, об/мин.

Обозначим через  $m$  массу вращающейся жидкости, а через  $r_c$  – средний радиус каналов ротора *3*. Очевидно,  $J_x = r_c^2 m$ . Тогда из уравнения (2.57) вытекает:

$$l_x = \omega r_c^2 m. \quad (2.58)$$

Из закона моментов следует, что

$$dl_x/dt = M, \quad (2.59)$$

где  $M$  – главный момент всех внешних сил, действующих на жидкость со стороны ротора 3,  $H/м$ .

Отсюда

$$M = \omega r_c^2 dm / dt = \omega r_c^2 Q_m, \quad (2.60)$$

так как  $Q_m = dm / dt$ .

Момент  $M$  не учитывает сопротивления от момента  $M_b$ , создаваемого силами вязкостного трения на поверхностях ротора, и от момента  $M_m$ , создаваемого силами трения в подшипниках. Крутящий момент  $M_k$  ротора 3 должен преодолевать все эти моменты. Следовательно,

$$M_k = M + M_b + M_m. \quad (2.61)$$

Чтобы исключить появление дополнительной погрешности изменения массового расхода, моменты  $M_b$  и  $M_m$  должны сохранять постоянное значение или же быть компенсированы. С увеличением наружного радиуса  $r_1$  каналов роторов или лопастей крыльчаток чувствительность расходомера увеличивается. Для жидкостей радиус  $r_1$  обычно принимают равным радиусу трубопровода или несколько больше. Внутренний радиус  $r_2$  чаще всего равен радиусу ступицы. Длину  $l$  лопастей выбирают так, чтобы обеспечить закрутку всех частиц потока, проходящих через ротор при наибольшем измеряемом расходе, т. е. принимают  $l \geq tv$ , где  $t$  – время поворота крыльчатки между смежными лопастями,  $c$ . Так как  $t = 2\pi/Z\omega$ , где  $z$  – число лопастей, то, следовательно, имеем  $lz \geq 2\pi v/Z\omega$ .

Таким образом, длина лопастей  $l$  должна быть тем больше, чем меньше их число  $z$ . Брать большое число  $z$  не рекомендуется из-за загромождения проходного сечения, а также увеличения трения жидкости о лопасти и соответственно потери давления. Угловая скорость вращения жидкости  $\omega$  при внешнем воздействии в большинстве случаев соответствует  $1500$  об/мин, но имеются расходомеры и с большей

угловой скоростью. Если электродвигатель отсутствует и закручивание потока происходит за счет его потенциальной энергии с помощью роторов, имеющих наклонные лопатки, то скорость  $\omega$  возрастает с увеличением расхода.

Турбосиловые расходомеры применяются очень часто, особенно для более значительных расходов. Максимальные расходы для жидкости от 6 до 300 т/ч при диаметрах труб от 50 до 200 мм. Их погрешность  $\pm (0,5 \div 2) \%$  от предела шкалы. Постоянная времени около 1с.

### ***2.7.6 Погрешности тахометрических 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 (2.55) площадь сечения  $S$  постоянна. Однако при градуировке в весовых единицах в мгновенных и в суммирующих расходомерах методическая погрешность возникает, как следует из (2.56), вследствие изменения весовой плотности  $\rho$  при изменении температуры или сорта топлива.

Погрешности при замене сорта топлива могут достигать  $5 \div 6\%$ . Они учитываются поправочными графиками. На шкалах расходомеров обычно указывается значение градуировочной плотности топлива.

Методические температурные погрешности в диапазоне температур топлива  $\pm 60^\circ\text{C}$  достигают до  $5 \div 10\%$ . Для автоматической компенсации этих погрешностей предложено применять чувствительные элементы, реагирующие на температуру топлива и подающие компенсационные сигналы в схему прибора. В качестве таких чувствительных элементов могут применяться емкостные датчики, в которых диэлектрическая постоянная  $\epsilon$  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  $M_n$  на крыльчатку, который определяется моментом трения

$M_{mp}$  в опорах, моментом жидкостного сопротивления  $M_{жс}$  и моментом от преобразователя сигналов  $M_{np}$ :

$$M_n = M_m + M_{жс} + M_{np}.$$

Если момент нагрузки сравнить с моментом, развиваемым крыльчаткой  $M_\delta$ , то нарушится пропорциональность. Для уменьшения этих погрешностей следует выбирать параметры датчика так, чтобы  $M_\delta \gg M_n$ . На рис. 2.69 представлена реальная электрокинематическая схема датчика ДРТМС.

Температурные инструментальные погрешности тахометрического измерителя в мгновенном расходе компенсируются термомагнитным шунтом.

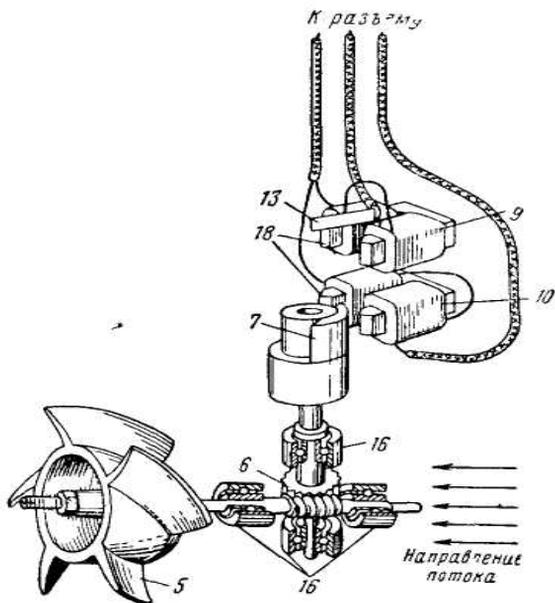


Рис. 2.69. Кинематическая схема датчика суммарного расхода:  
 5 – крыльчатка; 6 – червячная передача; 7 – стальной сердечник;  
 9 – катушки постоянной индуктивности; 10 – катушки переменной индуктивности; 13 – магнитный шунт; 16 – подшипники;  
 18 – П-образные стальные сердечники катушки

Инструментальные погрешности схемы суммирующего расходомера практически отсутствуют, поскольку число импульсов пропорционально расходу.

### **Вопросы для самоконтроля**

*Проверьте себя, отвечая письменно или устно на сформулированные ниже вопросы. Если необходимо, обращайтесь к теории (см. оглавление).*

1. Манометры деформационного типа, их назначение и виды упругих чувствительных элементов?

2. Погрешности манометров и способы их компенсации?

3. В чем принципиальные отличия механических манометров от электромеханических?

4. Каковы особенности и способы измерения температуры наружного воздуха за бортом ВС и выходящих газов за турбиной двигателя?

5. Для каких целей применяются термометры:

- электрического сопротивления;
- термоэлектрические;
- биметаллические?

*И в чем принципиальные отличия их в схемах измерения?*

6. Погрешности термометров и способы их устранения.

7. Принцип работы магнитоиндукционных тахометров.

8. Принцип работы измерителей вибрации на основе магнитоиндукционного преобразователя.

9. Нарисуйте АЧХ виброизмерительного преобразователя ВИП.

10. Нарисуйте структурную схему измерителя виброскорости.

11. Нарисуйте структурную схему измерителя виброускорения.

12. Перечислите погрешности виброизмерителей.

13. Назначение и принципы построения указателей заданного положения?

14. Точность измерения и погрешности указателей заданного положения?

15. Дайте определения статического, полного и динамического давлений.
16. Устройство и конструкция приемников воздушных давлений?
17. Какова зависимость температуры окружающей среды от барометрической высоты?
18. Какова зависимость абсолютного атмосферного давления от барометрической высоты?
19. Каковы методы определения высоты?
20. Принцип построения барометрических измерителей высоты Набс и Нотн ?
21. Принцип работы датчиков барометрической высоты?
22. Назначение и принцип работы корректора-задатчика высоты?
23. Назначение и принцип работы указателя высоты и перепада давления?
24. Каковы методические и инструментальные погрешности барометрических измерителей высоты?
25. Принцип действия радиовысотомера непрерывного действия?
26. Принцип действия радиовысотомера импульсного действия?
27. Принцип действия преобразователя давления индукционного типа?
28. Принцип построения барометрических измерителей индикаторной скорости?
29. Принцип построения барометрических измерителей истинной воздушной скорости и числа  $M$ ?
30. В чем принципиальные отличия измерителей индикаторной и истинной воздушной скоростей?
31. Принцип построения барометрических измерителей вертикальной скорости?
32. Как реализуется в вариометрах принцип пневмомеханического дифференцирования статического давления  $P$ ?
33. Принципы построения измерителей углов атаки и скольжения?
34. Модель геомагнитного поля Земли?
35. Какие методы применяются в авиации для измерения угла курса?

36. Измерители и датчики магнитного курса?
37. Влияние магнитного склонения и магнитной девиации на точность измерения угла курса и методы их устранения?
38. Принцип работы чувствительного элемента индукционного датчика и какие факторы влияют на его точность измерения?
39. Принципы измерения массы топлива и масла на борту ВС?
40. Достоинства и недостатки емкостных топливомеров?
41. Перечислите методические погрешности электромеханических и емкостных топливомеров.
42. Перечислите инструментальные погрешности электромеханических и емкостных топливомеров.
43. Нарисуйте схему замещения емкостного датчика.
44. Принцип измерения расхода и суммарного запаса топлива на борту ВС?
45. Принцип работы турбинного преобразователя и датчика ДРТМС?
46. Нарисуйте электрокинематическую схему датчика ДРТМС.
47. Принцип построения расходомеров и счетчиков количества топлива на основе датчиков ДРТМС?
48. Перечислите методические и инструментальные погрешности измерителей расхода топлива.

## 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-степенные (рис. 3.1) и 2-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  $OY_n$  и  $OX_g$  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 в незначительной степени, появляются несбалансированность и трения в подшипниках.

Гироскоп состоит (рис. 3.1) из ротора  $1$ , внутренней  $2$  и наружной  $3$  рам.  $OZ_g$  – ось вращения ротора,  $OX_g$  – ось вращения внутренней рамы,  $OY_n$  – ось вращения наружной рамы. Таким образом, имеем три степени свободы вращения гироскопа, и гироскоп называется трехстепенным. Если центр тяжести гироскопа совпадает с точкой  $O$ , то его называют астатическим.

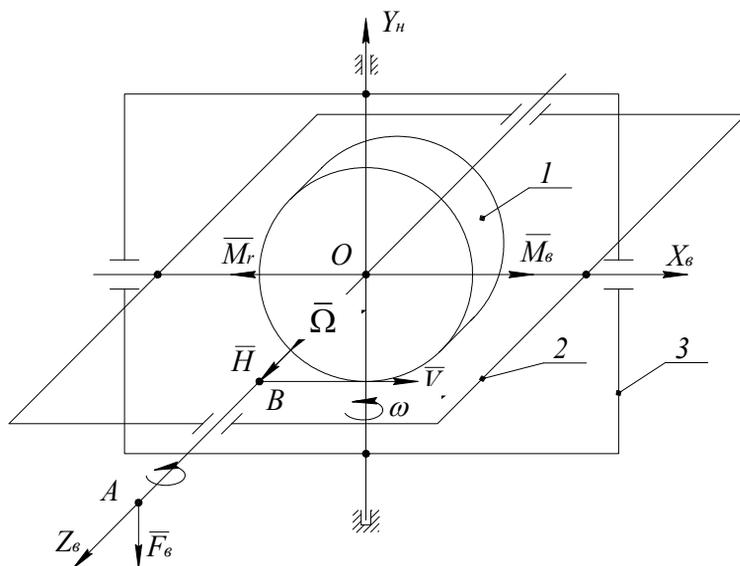


Рис. 3.1. Трехстепенной гироскоп

Свободный гироскоп обладает следующими основными свойствами: 1. Если на гироскоп не действует внешняя сила, то главная ось гироскопа  $OZ_g$  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 ограничено, 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.

То есть при вращающемся роторе и колебательных движениях осевого гироскопа в разных плоскостях пространственное положение

оси остается неизменным за счет гироскопического эффекта и кардана 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  $OX_g$ , гироскоп поворачивается вокруг оси  $OY_n$  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  $OX_g$ .

Если ротору сообщить большую угловую скорость  $\bar{\Omega}$ , то он будет обладать кинетическим моментом  $\bar{H} = J \bar{\Omega}$ , где  $J$  – осевой момент инерции ротора относительно оси  $OZ_g$ . Главный момент  $\bar{M}_g$  внешней силы  $\bar{F}_g$  направлен по оси  $OX_g$ . В соответствии с теоремой Резаля скорость  $\bar{V}$  конца вектора кинетического момента  $\bar{H}$  (в точке  $B$ ) геометрически равна главному моменту внешних сил  $\bar{M}_g$ , т.е. вектор скорости  $\bar{V}$  направлен параллельно оси  $OX_g$  и равен по величине  $\bar{M}_g$ . Движение гироскопа происходит по направлению, перпендикулярному к направлению действия внешней силы  $F_g$  и, как мы отметили, называется прецессионным движением гироскопа со скоростью  $\omega_x = \frac{M_{xg}}{H}$ . То, что действие момента  $\bar{M}_g$  не вращает гироскоп относительно оси  $OX_g$ , 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  $\bar{M}_r$ , который уравнивает момент внешних сил  $\bar{M}_g$  и не дает гироскопу вращаться относительно оси  $OX_g$ .

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 трехстепенной 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 малы. 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  $OZ_g$  собственного вращения и оси  $OX_g$  рамы. Такой гироскоп не обладает устойчивостью к ударным и постоянным воздействиям относительно оси  $OX_g$ .

Двухстепенной гироскоп изображен на рис. 3.2.

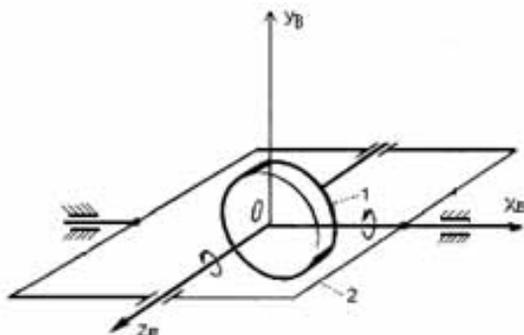


Рис. 3.2. Двухстепенной гироскоп

При вращении гироскопа относительно оси  $OX_g$  возникает гироскопический момент относительно оси  $OY_g$ , который гасится реакцией опор оси  $OX_g$ .

### 3.2 Элементы гироскопических приборов и систем

Гироскопические приборы состоят: из гиromотора; 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 – гиروزел, состоящий из гирокамеры и гиromотора. Гиromоторы представляют собой 3-фазные асинхронные двигатели с короткозамкнутым внешним ротором и внутренним статором.

Рассмотрим гиromотор *ГМ-4П* (рис. 3.3).

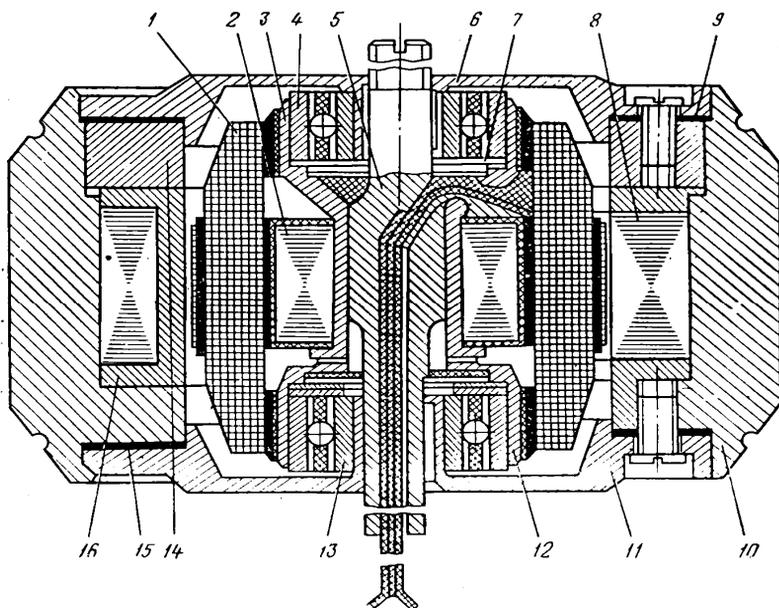


Рис. 3.3. Конструкция гиromотора

Гиромотор 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 полуось 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 конструктивное 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  $OX_0$ , в которые на шариковых подшипниках закрепляются оси гирокамеры, а по оси  $OY_n$  закреплены полуоси, предназначенные для подвеса рамы в корпусе гироприбора.

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 (рис. 3.4).

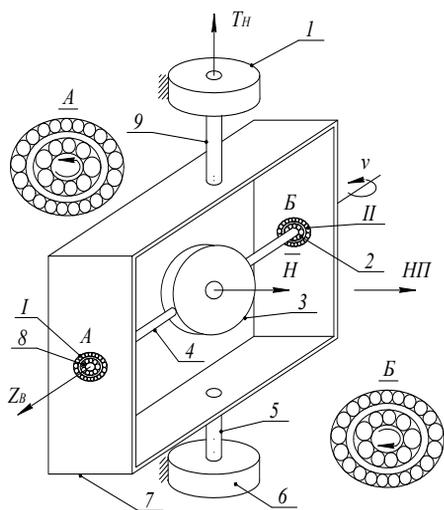


Рис. 3.4. Рама карданова подвеса с вращающимися подшипниками

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  $Ox_6$  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  $Ox_6$ , 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  $OY_n$  и ось кинетического момента отклоняется от направления полета с угловой скоростью:

$$\dot{\alpha} = \frac{M_{T_1} + M_{T_2}}{H}.$$

Если подшипники  $A$  и  $B$  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 удастся. 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  $OX_g$ .

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 (рис. 3.5), в котором гирузел  $1$  подвешивается в герметичном корпусе  $2$ , заполненном жидкостью. Плотность жидкости подбирается такой, чтобы масса вытесняемого гирузлом объема жидкости была равна массе гирузла. Тем самым воспринимаемая опорами нагрузка снижается.

ется практически до нуля, что обеспечивает очень малые моменты сил трения в опорах подвеса гиросузла.

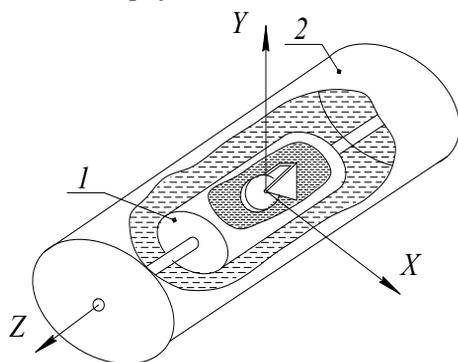


Рис. 3.5. Жидкостный подвес

Для подвода электрической энергии к элементам giroприборов 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 проводочные проводники (рис. 3.6).

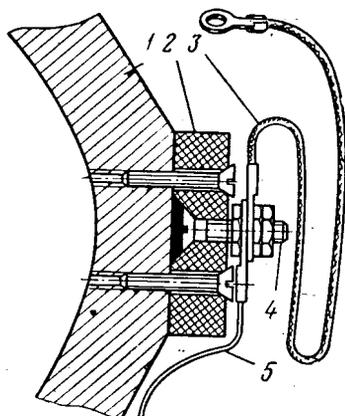


Рис. 3.6. Устройство передачи энергии в виде гибкого проводника

В тех случаях, когда углы взаимного разворота деталей гиросприбора достигают существенных значений, применяют скользящие контакты.

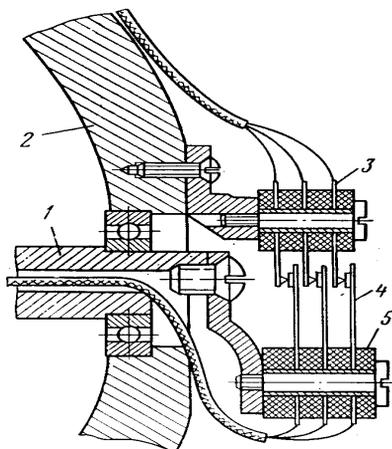


Рис. 3.7. Устройство передачи энергии с точечными контактами

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 (рис. 3.7).

### 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 испол-

нительные 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-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 (рис. 3.8) и электрическую схему включения датчика для обеспечения коррекции (рис. 3.9).

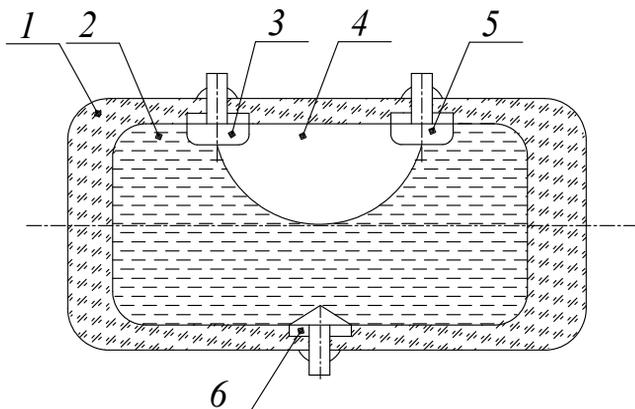


Рис. 3.8. Однокоординатный жидкостный маятниковый датчик:

1 – стеклянный корпус; 2 – электролит; 3, 5 – электроды;  
4 – воздушный пузырек; 6 – центральный электрод

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 *B*, а *OB* к другой фазе *A*. 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.

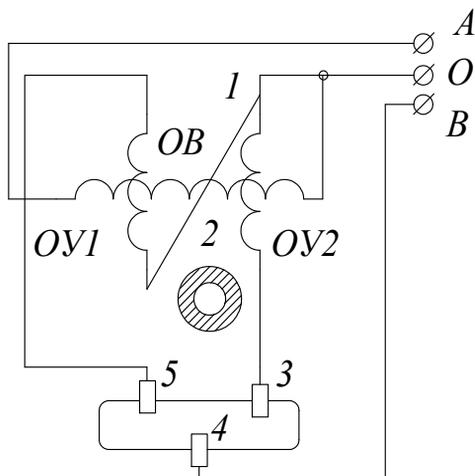


Рис. 3.9. Электрическая схема включения датчика

### 3.4 Кинематическая схема горизонтальной коррекции главной оси трехступенного гироскопа

При горизонтальном положении площади соприкосновения контактов и переходные сопротивления контактов датчика 1 (рис. 3.10) 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  $OX_g$ .

Ось чувствительности ЖМД 1 направляется параллельно оси  $OZ_g$  (рис. 3.10), ось чувствительности ЖМД 2 – параллельно оси  $OX_g$ .

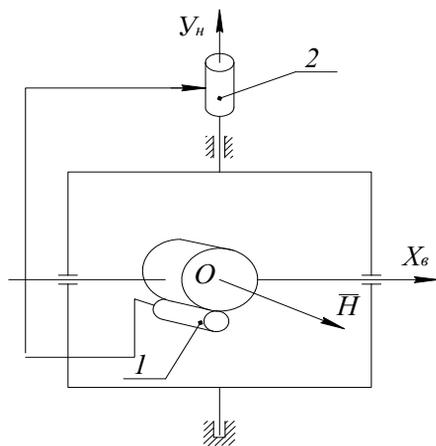


Рис. 3.10. Схема горизонтальной коррекции

### 3.5 Кинематическая схема коррекции по направлению вертикали места

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 (рис. 3.11).

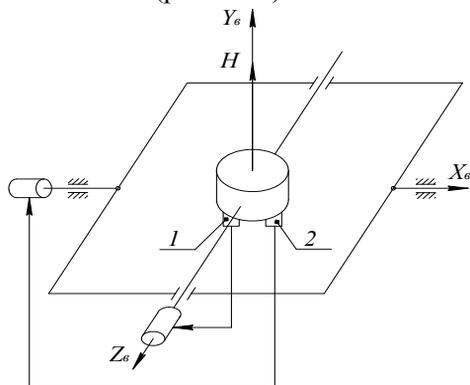


Рис. 3.11. Схема коррекции по направлению вертикали места:

1, 2 – ЖМД.

Часто в этом случае используют двухкоординатный жидкостный маятниковый датчик (рис. 3.12), представляющий собой по принципу действия два однокоординатных датчика, оси чувствительности которых расположены на  $90^\circ$  относительно друг друга, объединенные в одном корпусе, а центральный электрод является общим. Схема расположения электродов двухкоординатного датчика приведена ниже.

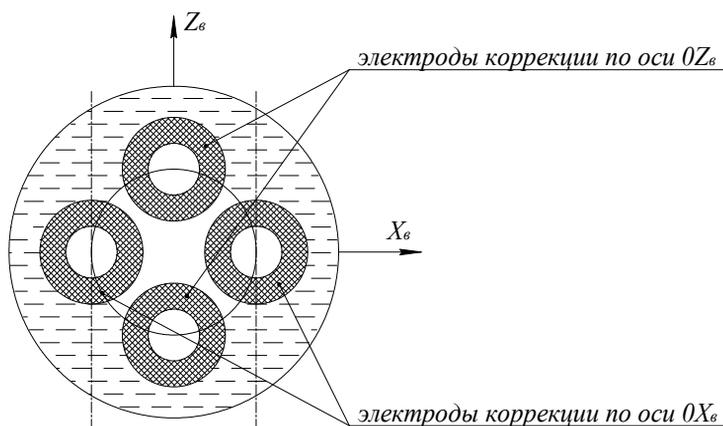


Рис. 3.12. Двухкоординатный жидкостный маятниковый датчик

### 3.6 Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана

Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана изображена на рис. 3.13.

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 ин-



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.

### 3.7 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 магнито-электрические демпферы.

Пневматические просты и представляют собой цилиндр с поршнем, шток которого связан с осью подвижной части гироскопа. 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 (рис. 3.15).

Гидравлический демпфер представляет собой герметичный цилиндр, заполненный специальной жидкостью, в котором размещена подвижная система гиросприбора, 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.

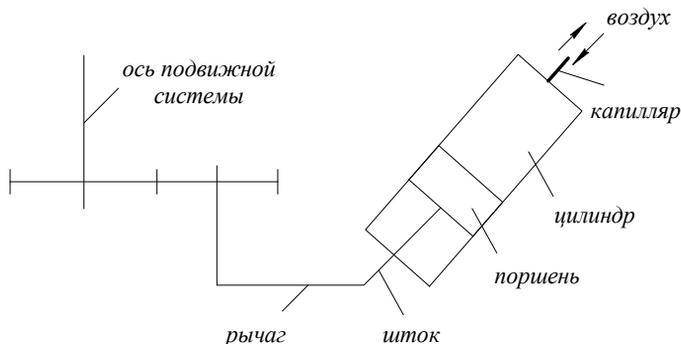


Рис. 3.15. Пневматический демпфер

Магнитоэлектрические демпферы основаны на взаимодействии магнитного поля катушки с полем постоянного магнита, который связан с подвижной системой гиросприбора. Взаимодействие магнитных полей катушки и магнита создает момент относительно оси подвеса, пропорциональный скорости ее поворота.

### 3.8 Устройства для съема результатов измерений

Результаты измерений с гиросприборов снимаются визуально и по электрическим каналам. Для визуального съема показаний применяют

шкаловые и индикаторные устройства, которые устанавливаются 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 на рис. 3.16, 3.17.

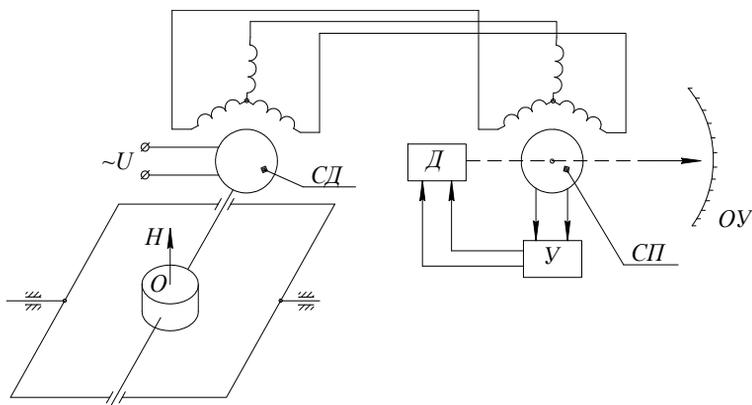


Рис. 3.16. Сельсинная следящая система съема результатов измерений

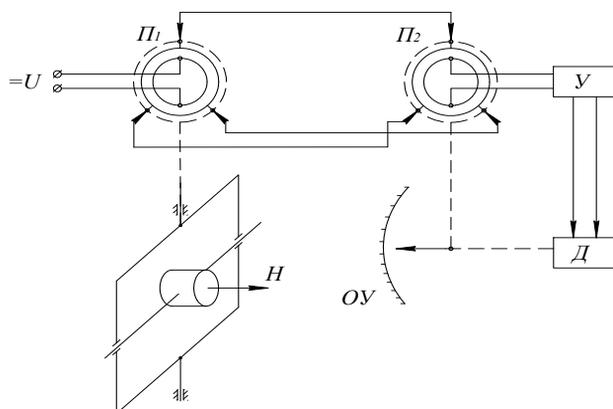


Рис. 3.17. Потенциометрическая следящая система съема результатов измерений

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.

### 3.9 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 (рис. 3.18).

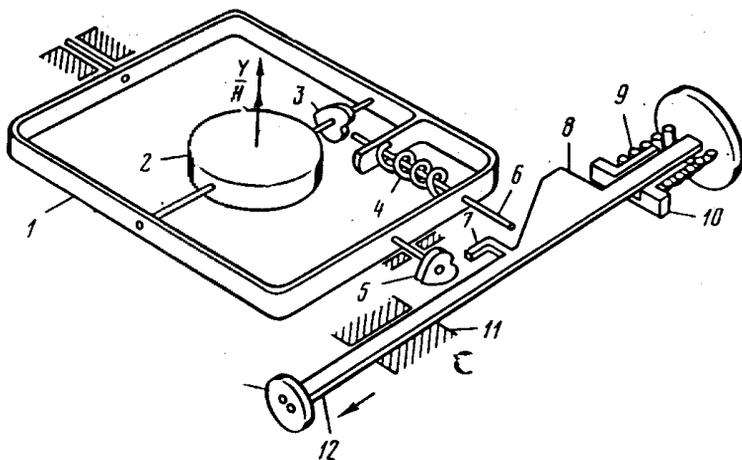


Рис. 3.18. Схема ручного арретирующего устройства

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.

### 3.10 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 (рис. 3.19).

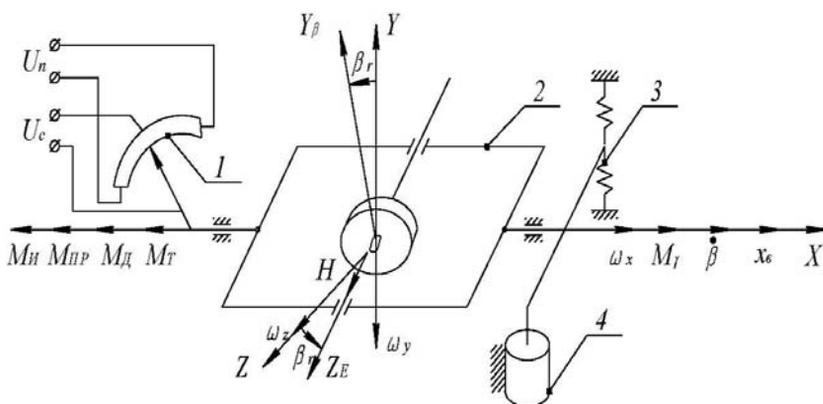


Рис. 3.19. Схема демпфирующего гироскопа

Как отмечалось, двухстепенной гироскоп при наличии угловой скорости вращения основания и под действием гироскопического момента совершает ускоренное движение относительно оси  $OX_0$  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;  $\beta_r$  – угол поворота рамы.

Момент демпфирования равен

$$M_\delta = -K_\delta \dot{\beta}_r,$$

где  $K_\delta$  – коэффициент демпфирования;

$\dot{\beta}_r$  – угловая скорость вращения рамы.

При уравновешивании всех моментов имеем:

$$M_u + M_r + M_{np} + M_\delta + M_T = 0, \quad (3.1)$$

где  $M_u$  – момент инерции  $M_u = -\beta_r(\ddot{\beta}_r + \dot{\omega}_2)$ ;

$M_T$  – момент трения в опорах карданова подвеса при  $\omega_x = \omega_z = 0$  и

$$\omega_y^\circ = \text{const}.$$

Решая уравнение (3.1), определим установившееся отклонение рамы  $\beta_r^\circ$  при действии угловой скорости  $\omega_y^\circ$ , 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  $\beta_r$ . 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:

$$U_c^\circ = k_n \beta_r^\circ = k_n k \omega_y^\circ,$$

т.е. сигнал, пропорциональный угловой скорости.

Методические погрешности имеют место из-за наличия угловых скоростей  $\omega_x^\circ$  и  $\omega_z^\circ$ , 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:

$$U_c = k_n \frac{m_p g l}{c},$$

где  $m_p$  – масса ротора;

$g$  – ускорение свободного падения;

$l$  – смещение масс ротора относительно точки  $\theta$  по оси  $OZ_6$ ;

$c$  – коэффициент жесткости пружины;

б) существование порога чувствительности из-за наличия сухого трения в осях подвеса гироскопа;

в) погрешность неустойчивости статического коэффициента передачи

$$k = \frac{H}{c} = \frac{J\Omega}{c}.$$

Практически имеем:

$$J = J_0 + \Delta J; \quad \Omega = \Omega_0 + \Delta\Omega; \quad C = C_0 + \Delta C,$$

т.е. отклонение параметров прибора от номинальных приводит к неустойчивости статического коэффициента передачи;

г) погрешность, обусловленная инерционностью рам и ротора в динамике, т.е. когда  $\omega_y \neq \text{const}$ .

В динамике при совпадении частоты колебаний основания гироскопа с частотой собственных колебаний возможно возникновение ре-

зонанса. 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 гиromотором токи, нулевой сигнал, порог чувствительности, статическая характеристика (зависимость выходного сигнала от угловой скорости).

### 3.11 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 рис. 3.20.

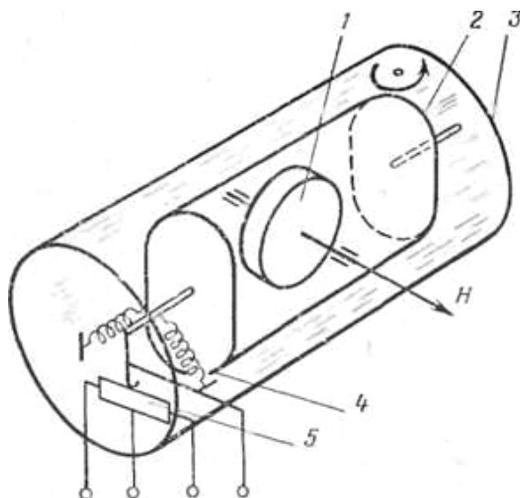


Рис. 3.20. Кинематическая схема датчика угловой скорости:

1 – ротор гироскопа; 2 – кожух; 3 – корпус; 4 – пружины; 5 – потенциометр

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.

При этом масса собранного кожуха уравнивается 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 рис. 3.22.

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,  $B - 36 \pm 1,8$ ;

частота,  $\Gamma\text{ц} - 400 + 8$ ;

порог чувствительности при температурах,  $\text{град}/\text{с}$ :

+ 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  $B$  – не более + 0,15.

### 3.12 Датчики линейных ускорений (акселерометры)

Акселерометр – прибор, измеряющий проекцию кажущегося ускорения. Кажущееся ускорение это ускорение, вызванное равнодействующей всех сил негравитационной природы, т. е. разность между абсолютным ускорением объекта и гравитационным ускорением, точнее ускорением свободного падения. Предназначены для измерения линейных ускорений и определения предельно допустимых перегрузок при маневрах, улучшения характеристик управляемости в горизонтальной плоскости, осуществление инерциальной навигации.

Для измерения линейных ускорений используется инерциальный метод, который основан на измерении силы, развиваемой инерциальной массой при ее движении, а датчики, использующие этот принцип, называются акселерометрами.

По способу измерения силы различают акселерометры с механической и "электрической" пружинами.

По характеру применения инерциальной массы различают осевые и маятниковые акселерометры (рис. 3.21, 3.22).

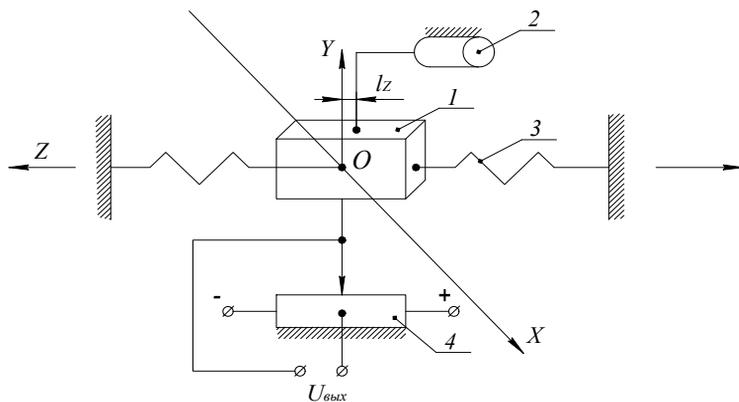


Рис. 3.21. Схема осевого акселерометра

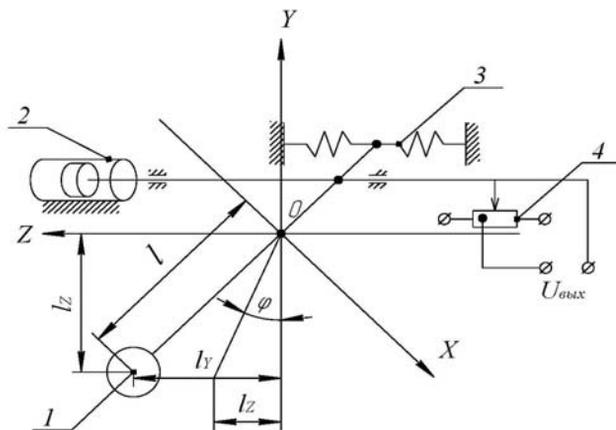


Рис. 3.22. Схема маятникового акселерометра

По характеру зависимости между силой реакции подвеса и выходным сигналом различают простые и интегрирующие акселерометры. Сигнал с простого акселерометра пропорционален ускорению, а с интегрирующего – скорости летательного аппарата.

По способу подвеса инерциальной массы акселерометры различают с жидкостным, гидравлическим, аэродинамическим, магнитным и другими подвесами. Чувствительным элементом является инерциальная масса  $I$ , ось  $OZ$  – ось чувствительности, демпфер 2 и противодействующая пружина 3 обеспечивают переходный процесс без колебаний. Снятие сигнала производится с потенциометра 4. На ускорения по осям  $OX$  и  $OY$  прибор не реагирует.

В том случае, когда ускорение действует только по оси  $OZ$  и акселерометры измеряют полезную составляющую линейного ускорения  $\ddot{Z}$ , в установившемся режиме получим перемещение для осевого акселерометра:

$$l_{oc} = \frac{m_{oc}}{K_{oc}} j_{Zo},$$

где  $m$  – масса;  $K$  – конструктивный коэффициент;  $j_{Zo}$  – линейное ускорение.

Для маятникового примем:  $l_{zm} \approx l\varphi$ , тогда:

$$\varphi = \frac{m_M}{K_M l} j_{z_0},$$

при этом выходной сигнал равен соответственно:

$$\left. \begin{aligned} U_{\text{вых.OC}} &= K_{\text{noc}} l_z \\ U_{\text{вых.M}} &= K_{nM} \varphi \end{aligned} \right\}.$$

На рис. 3.23 представлена конструкция прецизионного маятникового компенсационного акселерометра.

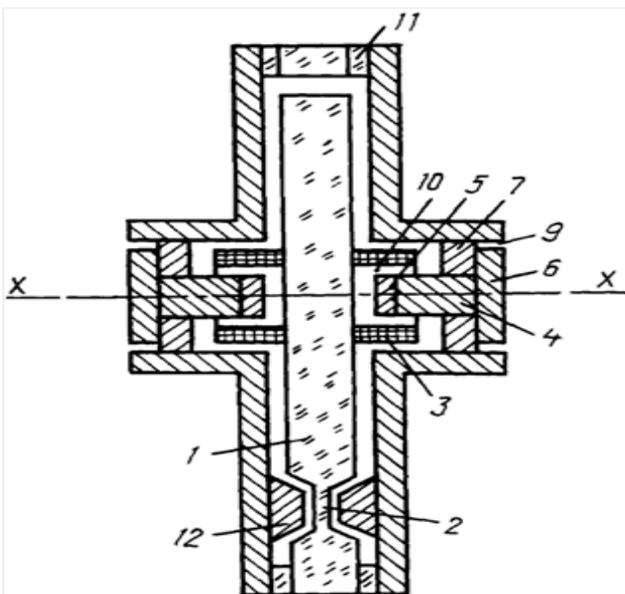


Рис. 3.23. Прецизионный маятниковый компенсационный акселерометр

Акселерометр содержит подвижную пластину – маятник 1 на упругом подвесе 2. На маятнике закреплены катушки 3 датчика момента, а на неподвижной части – магниты 4 и полюсные наконечники 5, при

этом к торцам магнитов крепятся вставки *б* из пермаллоя. Между вставкой *б* и основным магнитопроводом *δ* имеется круговой воздушный зазор *9*. В основном (рабочем) зазоре *10*, образованном магнитопроводом *δ* и полюсным наконечником *5*, помещается катушка *3* датчика момента. Зазор между маятником и неподвижными частями магнитопровода (боковые пластины) обеспечивается с помощью трех выступов *11* с каждой стороны опорного кольца центральной кварцевой пластины. В качестве демпфирующего газа используется гелий, а между упругим подвесом и магнитопроводом введены алюминиевые вставки, что увеличивает теплоотдачу и повышает точность нулевого сигнала и надежность работы акселерометра.

Акселерометр работает следующим образом.

При действии ускорения вдоль оси *X-X* маятник *1* отклоняется от своего среднего положения. Это отклонение фиксируется дифференциальным емкостным датчиком положения, образованным поверхностями с металлическим напылением с двух сторон и расположенными на маятнике *1*, и ответными поверхностями, обращенными к маятнику *1* и расположенными на магнитопроводах *δ*. Сигнал с датчика положения подается на усилитель обратной связи (не показан), который усиливает и преобразует данный сигнал и подает его в катушки *3*. Ток, протекая по катушкам *3*, образует магнитное поле, которое взаимодействует с магнитным полем постоянных магнитов *4*. Возникающая при этом сила компенсирует инерционную силу маятника *1* и последний возвращается в среднее положение. По величине тока, протекающего по катушкам *4*, судят о величине ускорения, действующего на акселерометр.

На рис. 3.24 изображена схема работы электрической пружины маятникового акселерометра (*МА*), который представляет собой подвижную механическую систему, на главной оси которой закреплен маятник.

При возникновении кажущегося ускорения, направленного по оси, перпендикулярной главной оси *МА*, подвижный элемент – маятник будет стремиться сохранить свое положение неизменным и начнет разворачивать главную ось относительно опор датчика момента (*ДМ*) и датчика угла (*ДУ*). Измерение угла отклонения главной оси осуществляется с помощью электрической пружины, то есть по величине тока

электрической связи ДУ с ДМ через УП, в качестве ключевого элемента которого используется операционный усилитель, включенный по схеме инвертирующего усилителя.

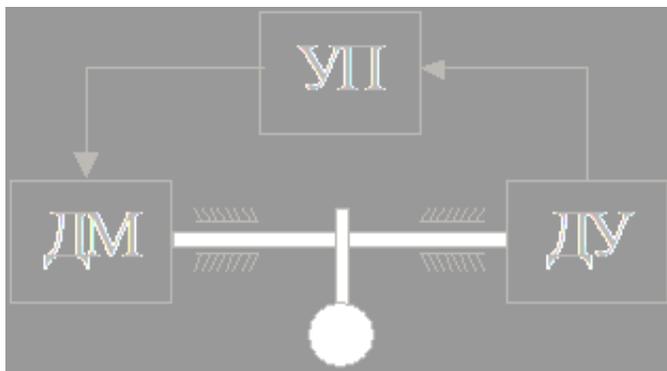


Рис. 3.24. Схема маятникового акселерометра с электрической пружиной

Методические погрешности имеют место:

- из-за линейных ускорений по перекрестным осям;
- из-за угловых ускорений.

Инструментальные погрешности:

- нулевой сигнал при нулевом ускорении;
- порог чувствительности;
- нестабильность статического коэффициента передачи;
- инерциальность элементов конструкции.

Имеется динамическая погрешность. Чтобы ее уменьшить выбирают коэффициент демпфирования  $K_d=0,606$ , а собственную частоту акселерометра  $\omega_0=1/T$  – не менее чем на порядок выше максимальной частоты измеряемых ускорений.

Применяются в автомате углов атаки и перегрузок в качестве датчика вертикальных перегрузок, в САУ-ИТ – для улучшения характеристик управляемости самолета в качестве датчика горизонтальных ускорений, в инерциальных навигационных системах.

Основными контролируруемыми параметрами при техническом обслуживании являются порог чувствительности и статическая характеристика.

В интегральных емкостных акселерометрах используется емкостной метод преобразования измеренного перемещения. Они являются наиболее точными и надежными, поэтому емкостные акселерометры получили широкое распространение.

Структура емкостного акселерометра состоит из различных пластин, одни из которых являются стационарными, а другие свободно перемещаются внутри корпуса. Пластины образуют конденсатор, величина емкости которого зависит от расстояния между ними. Под влиянием силы ускорения емкость конденсатора меняется.

Современные интегральные датчики – акселерометры позволяют измерять ускорения одновременно в трех плоскостях и производятся на кристалле кремния по технологии iMEMS (integrated Micro Electro Mechanical System). Структура датчика представляет собой кремниевую подложку, на которой расположен чип датчики и схема усиления сигнала.

### **3.13 Выключатели коррекции**

Предназначены для размыкания электрических цепей систем коррекции различных гиросприборов 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 рис. 3.25.



Рис. 3.25. 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 рис. 3.26.

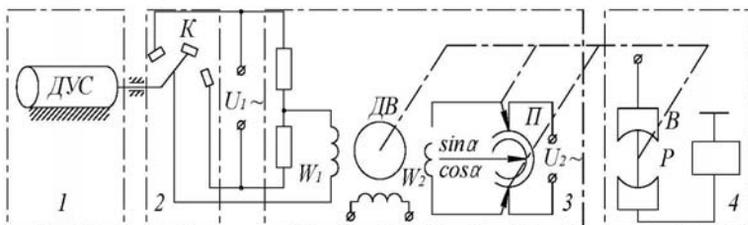


Рис. 3.26. Принципиальная схема выключателя коррекции ВК-53РБ

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 *В*. 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.

Кольцевой лазерный гироскоп ( $КЛГ$ ), называемый также квантовым гироскопом (рис. 3.27), 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.

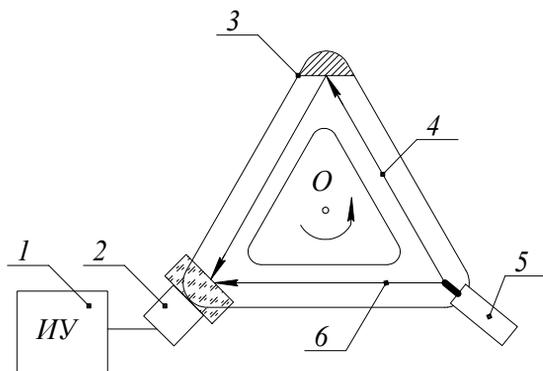


Рис. 3.27. Схема лазерного гироскопа:  
 1 – измерительное устройство (ИУ); 2 – фотодетектор; 3 – зеркало;  
 4, 6 – луч лазерный; 5 – лазерная пушка

Интегрирование по времени выходного сигнала лазерного гироскопа, пропорционального угловой скорости, позволяет определить угол поворота объекта, на котором установлен гироскоп.

Таким образом, принцип действия *КЛГ* основан на измерении разности длин волн лазерных лучей 4 и 6, возникающей при наличии угловой скорости относительно точки О. При этом разность длин волн пропорциональна угловой скорости вращения.

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 по-

плавка 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, используемые в традиционном кардановом подвесе, заменили 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 которых 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 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  $90^\circ$ . 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 высокая 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. Дос-

тигнутые 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  $10-2^{\circ}/ч$  и ниже.

### **Вопросы для самоконтроля**

*Проверьте себя, отвечая письменно или устно на сформулированные ниже вопросы. Если необходимо, обращайтесь к теории (см. оглавление).*

*1. Дайте определение гироскопа, карданова подвеса и перечислите основные свойства гироскопа.*

*2. Из каких устройств состоят гироскопические приборы?*

*3. Какие подшипники применяются в опорах карданова подвеса для уменьшения сил трения?*

*4. Какие конструкции карданова подвеса применяются для уменьшения сил трения?*

*5. Виды устройств передачи электроэнергии для гироскопических приборов и систем?*

*6. Какова конструкция жидкостного маятникового датчика и схема его включения в качестве корректирующего устройства?*

*7. Принцип работы схемы горизонтальной коррекции гироскопа?*

*8. Принцип работы схемы коррекции гироскопа по направлению вертикали места?*

*9. Принцип работы чувствительного элемента индукционного датчика?*

*10. Принцип работы схемы коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана?*

*11. Принцип работы компенсационной схемы коррекции показаний гироскопа направления?*

*12. Принципы работы демпфирующих устройств, применяемых в гироскопических приборах?*

*13. Принципы работы устройств для съема результатов измерений?*

*14. Арретирующие устройства гироскопов и принцип их работы?*

15. Какие моменты действуют в демпфирующем гироскопе и уравнение моментов для установившегося состояния гироскопа?
16. Нарисуйте структурную схему выключателя коррекции и скажите принцип ее работы.
17. Принцип работы кольцевого лазерного гироскопа и его преимущества по отношению к электромеханическому?
18. Волновой твердотельный гироскоп и его достоинства?
19. Волоконно-оптический гироскоп и перспективы его применения?

## 4 ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

### 4.1 Авиагоризонты на основе трехстепенного гироскопа

Предназначены для измерения углов крена и тангажа и выдачи информации в САУ для обеспечения стабилизации и управления по этим углам. Направление кинетического момента совпадает с вертикалью места (ось  $OY_D$ ), внешняя ось карданова подвеса ( $OX_H$ ) совпадает с продольной осью самолета, а внутренняя – направлена по оси  $OZ_D$ , расположенной в горизонтальной плоскости (рис. 4.1).

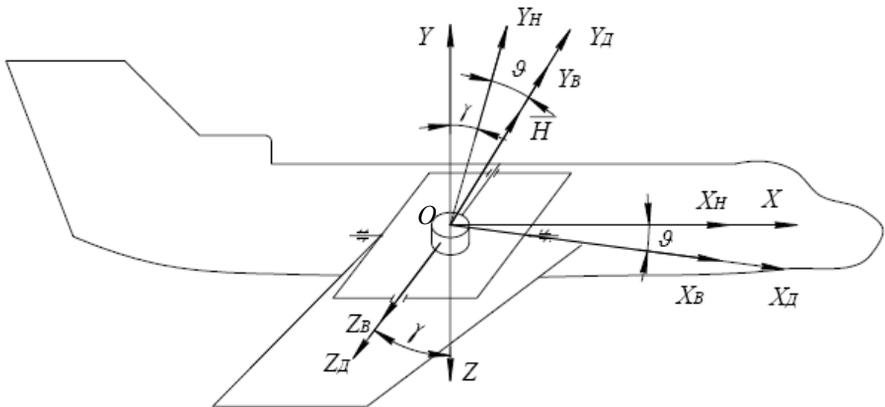


Рис. 4.1. Положение гироскопа относительно связанной системы самолета

Из-за собственного вращения Земли и перемещения самолета относительно Земли вертикаль места будет отклоняться от направления кинетического момента гироскопа. Рассмотрим схему определения положения самолета относительно Земли в координатах движения самолета (рис. 4.2):

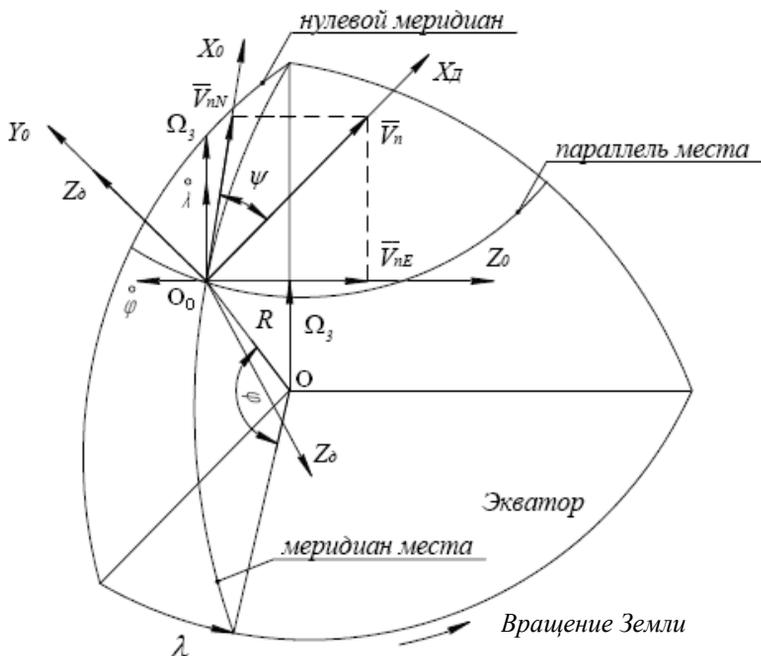


Рис. 4.2. Координаты движения самолета относительно земли

$OX_0Y_0Z_0$  – система координат вертикали места;

$OX_DY_DZ_D$  – система координат движения центра масс самолета;

$OX_HY_BZ_B$  – направление осей гироскопа, которые в начальный момент полета совпадают с осями  $OX_DY_DZ_D$ .

Координаты точки  $O$  определяются широтой места  $\varphi$  и долготой  $\lambda$ .

Пусть  $\vartheta = \gamma = 0$ , а курс задан углом  $\psi$ .

Разложим путевую скорость  $V_n$  на северную  $V_{nN}$  и восточную  $V_{nE}$  составляющие:  $V_{nN} = V_n \cos \psi$ ;  $V_{nE} = V_n \sin \psi$ .

Тогда скорости изменения угловых координат равны:

$$\dot{\varphi} = -\frac{V_{nN}}{R} = -\frac{V_n \cos \psi}{R}; \quad \dot{\lambda} = \frac{V_{nE}}{R \cos \varphi} = \frac{V_n \sin \psi}{R \cos \varphi}. \quad (4.1)$$

С учетом угловой скорости вращения Земли и после некоторых преобразований получим угловые скорости  $\omega_{x\partial}$ ,  $\omega_{y\partial}$ ,  $\omega_{z\partial}$ , характеризующие скорости рассогласования осей системы координат  $OX_{\partial}Y_{\partial}Z_{\partial}$ , перемещающихся вместе с самолетом. Уход осей гироскопа от вращения Земли и движения самолета после некоторых преобразований выражается системой уравнений:

$$\begin{cases} \omega_{x\partial} = \Omega_3 \cos \varphi \cos \psi, \\ \omega_{y\partial} = \Omega_3 \cos \varphi + \frac{V_n \sin \psi}{R} \operatorname{tg} \varphi - \dot{\psi}, \\ \omega_{z\partial} = \Omega_3 \cos \varphi \sin \psi - \frac{V_n}{R}. \end{cases} \quad (4.2)$$

Угловые скорости  $\omega_{x\partial}$  и  $\omega_{z\partial}$  определяют скорость «ухода» направления кинетического момента гироскопа от вертикали места, при которых за час полета отклонение каждой оси может достигнуть нескольких градусов.

В качестве чувствительных элементов корректирующих устройств в авиагоризонтах используют однокоординатные и двухкоординатные электролитические маятники. Рассмотрим электрокинематическую схему авиагоризонта типа АГБ-3К на основе трехстепенного корректируемого гироскопа (рис. 4.3).

Предназначен для обеспечения экипажа визуальной информацией об углах крена и тангажа, а также для выдачи электрических сигналов в САУ.

Основными узлами являются: трехстепенной гироскоп, система маятниковой коррекции, указатель углов крена и тангажа, следящая система передачи угла тангажа на указатель, устройство съема результатов измерений и арретирующее устройство.

Направление кинетического момента гироскопа в вертикальном положении удерживается системой маятниковой коррекции, чувствительными элементами которой являются однокоординатные жидкостные переключатели 10, а исполнительными элементами коррекционные двигатели 7, 13. При ускорениях на виражах предусмотрено

отключение продольной и поперечной коррекции. Указатель состоит из шкалы тангажа 2, шкалы крена 1 и стрелки силуэта самолета 3, ось которой связана с осью наружной рамы гироскопа и по положению которой производится отсчет углов крена.

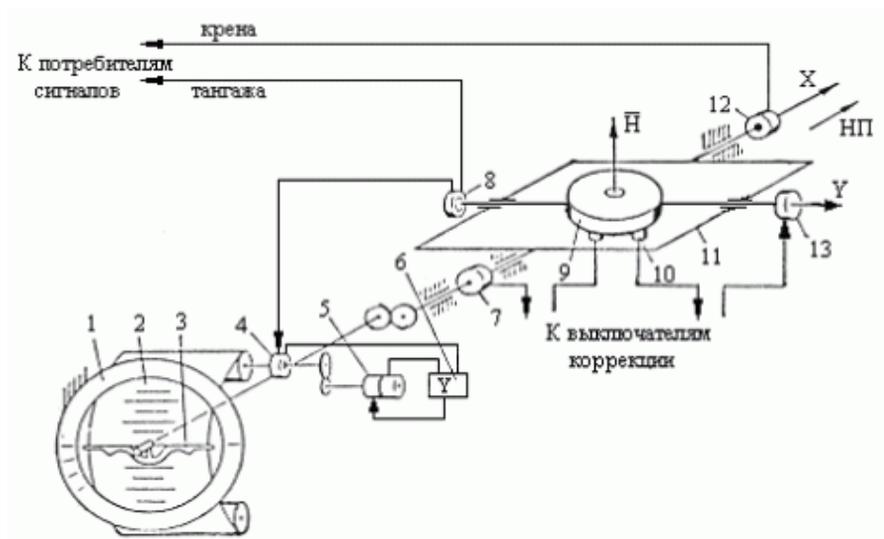


Рис. 4.3. Электрокинематическая схема авиагоризонта типа АГБ-3К

Шкала тангажа следует за углами тангажа самолета посредством следящей системы, в которую входят сельсин-датчик 8, расположенный на оси подвеса гиросузда, сельсин-приемник 4, усилитель 6 и двигатель-генератор 5. Электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, снимаются с сельсин датчиков 12 и 8, расположенных на осях карданова подвеса.

Применено механическое арретирующее устройство, которое было рассмотрено ранее.

Авиагоризонт АГД-1 (рис. 4.4) обеспечивает экипаж визуальной информацией об углах крена и тангажа при любых фигурах пилотажа, и также выдает электрические сигналы в САУ.

Состоит из гидодатчика и указателя.

Гиродатчик включает в себя: трехстепенной гироскоп, систему маятниковой коррекции, следящую раму, устройства съема результатов измерения, арретирующее устройство.

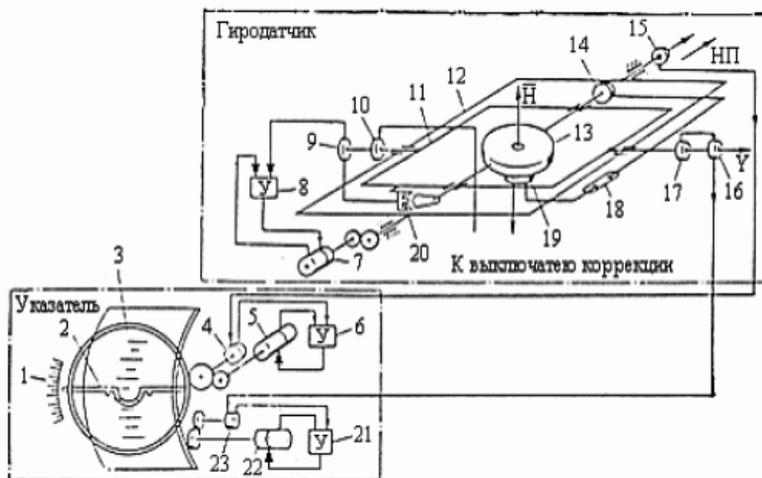


Рис. 4.4. Авиагоризонт АГД-1

Следящая рама 12 обеспечивает перпендикулярность оси кинетического момента к плоскости наружной рамы и неограниченный диапазон углов по крену. При крене наружная рама вместе со следящей рамой поворачиваются вслед за самолетом и статор индукционного датчика 20 поворачивается относительно якоря, расположенного на оси гиروزла 13.

Сигнал с индукционного датчика через коммутатор 9 и усилитель 8 поступает на двигатель-генератор 7, который через редуктор возвращает следящую раму, следовательно и наружную раму, в горизонтальное положение, при котором сигнал с датчика равен нулю. Для демпфирования колебаний следящей рамы в переходных режимах применена скоростная обратная связь введением сигнала с генератора 7 в усилитель 8. Коммутатор 9 изменяет направления вращения двигателя-генератора при углах тангажа  $90^\circ$  и  $270^\circ$  путем переключения фазы управляющего сигнала.

Вертикальная коррекция осуществляется с помощью двухкоординатного жидкостного переключателя 19 и двигателей переменного тока 10 и 14.

При разворотах ( $t = 7-10$  с и  $\omega = 0,1-0,3$  с<sup>-1</sup>) цепи электродвигателя 10, подключенные через контакты выключателя поперечной коррекции, отключаются. При ускорениях ( $a = 1,67$  м/с<sup>2</sup>) отключается продольная коррекция с помощью выключателя 18.

Электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, снимаются с сельсин-датчиков 15 и 17.

Арретирующее устройство (не показано) применено с двигателем, который при включении гироскопа устанавливает рамы параллельно основанию, а ось гироскопа – перпендикулярно.

Указатель с гиродатчиком связан сельсинной передачей с помощью сельсин-приемника 4, усилителя 6 и двигателя-генератора 5, который производит поворот шестерни со стрелкой 2 на соответствующий угол крена, отсчитываемый по шкале 1.

Сигнал тангажа с датчика 17 через коммутатор 16, сельсин-приемник 23, усилитель 21 поступает на двигатель-генератор 22, который перемещает катушку 3 со шкалой тангажа, и угол отсчитывается по стрелке 2.

Гиродатчик находится в центре масс самолета, а указатель – на приборной доске. В этом случае на гиродатчик в меньшей степени действуют ускорения и колебания, возникающие относительно центра масс.

При эксплуатации применяют следующие параметры: время готовности; токи, потребляемые в установившемся режиме; скорости поперечной и продольной коррекции; уход гироскопа по крену и тангажу на качающемся основании с выключенной коррекцией; а также определяются погрешности показаний по крену и тангажу и проверяется сигнализация отказа питания.

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.



В состав авиагоризонта входят:

- Гиросистема – предназначена для стабилизации относительно плоскости горизонта элементов индикации авиагоризонта. Состоит из трехстепенного 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 летчика наглядной информацией о положении самолета 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 полета на длительное время. Представляет собой зубчатую передачу, замыкающим звеном которой является зубчатая рейка, с которой связан элемент отсчета – силуэт самолета.

- 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 состоит из электронного блока *БКИ*, микровыключателя и сигнализатора отказа и предназначена для сообщения летчику о неисправности авиагоризонта: при снижении оборотов гиromотора ниже допустимых; отсутствии электропитания; обрыве любой из фаз источника питания; сигнализации заарретированного состояния гироскопа.

- Система электрообеспечения предназначена для обеспечения узлов прибора электропитанием. Состоит из элементов коммутации (коллекторов и токошьемников).

Основные технические характеристики.

Диапазон индикаций, не менее:

- по крену  $\pm 360^\circ$ ;
- по тангажу  $\pm 85^\circ$  (без учета наклона приборной доски).

Инструментальные погрешности по крену и тангажу:

- $\pm 1,5^\circ$  – в диапазоне углов  $\pm 30^\circ$ ;
- $\pm 2,5^\circ$  – на остальных отметках шкалы.

Устройство, принцип его работы поясняются кинематической схемой на рис. 4.6.

Гиросистема – корректируемый трехстепенной гироскоп, состоящий из ротора 9, внутренней рамы 19 и внешней рамы 20. Скорость вращения ротора гиросузла не менее 21000 об/мин. Ротор и внутренняя рама выполнены как отдельный узел – гиросузел.

На гиросузле 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, закрепленного на оси гиросузла и толкателя 22. Толкатель 22 связан через палец 23 с подвижным торцевым кулачком 6.

Устройство фиксации внешней рамки состоит из подвижного торцевого кулачка 6, закрепленного на внешней рамке, и двухплечевого рычага 29, связанного с кареткой 23, перемещающейся посредством толкателя 22. Пружина 7 служит для возвращения торцевого кулачка в исходное положение.

Устройство управления состоит из подвижной каретки 23, штока 30 и ручки 36, находящейся на лицевой части прибора.

В авиагоризонте применена индикация типа «Вид с самолета на землю». Система включает в себя подвижные элементы: картушку 1 с нанесенной на ней шкалой тангажа, экран с индексом крена 32, закрепленный на наружной раме, неподвижный силуэт самолета 31, шкалу крена 37.

Система поправок угла тангажа состоит из зубчатого колеса 32, зубчатых реек 33, к которым жестко крепятся концы силуэта самолета. Зубчатое колесо запрессовано на втулку 35, которая свободно перемещается в переднем фланце прибора. На ней крепится ручка 36 (ручка кремальеры), выведенная на лицевую часть прибора и являющаяся одновременно и ручкой арретира.

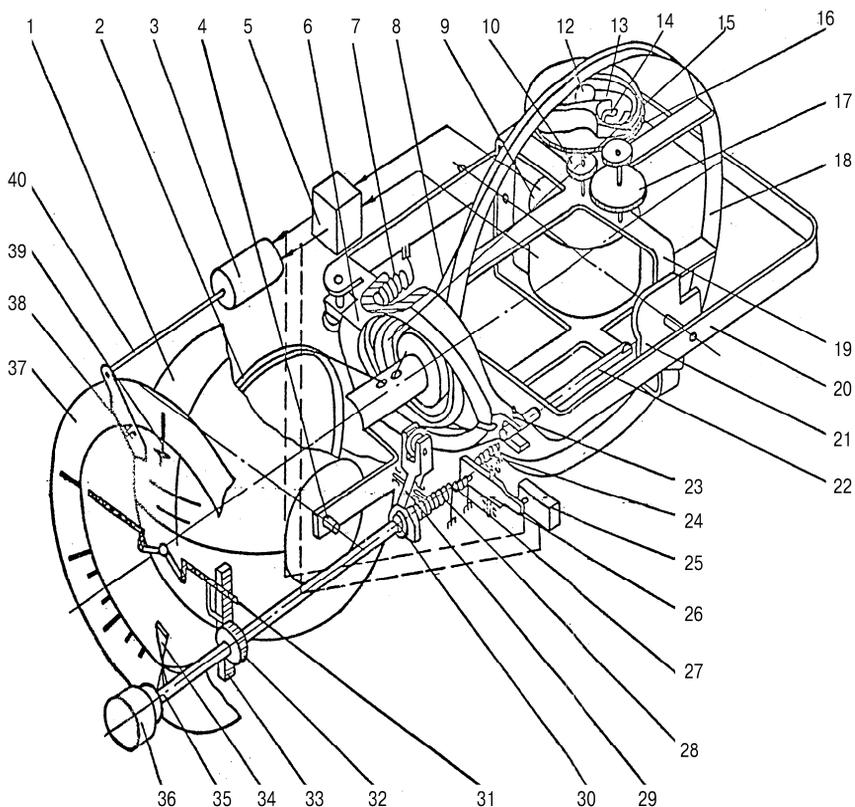


Рис. 4.6. Схема кинематическая АГР-74:

- 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 гиросзла; 18 – шкив;  
 19 – внутренняя рама; 20 – внешняя рама; 21 – кулачок; 22 – толкатель;  
 23 – каретка; 24 – пружина; 25 – микропереключатель; 26 – рычаг;  
 27 – пружина; 28 – пружина; 29 – рычаг; 30 – шток; 31 – силуэт самолета;  
 32 – зубчатое колесо; 33 – зубчатая рейка; 34 – индекс; 35 – ось; 36 – ручка;  
 37 – шкала крена; 38 – флажок; 39 – индекс; 40 – ось

Учитывая наличие вредных моментов (моменты трения в осях, моменты не баланса и другие), а также изменение вертикали места, из-

за вращения Земли и перемещения самолета, которые необходимо компенсировать, в гироскопе предусмотрен корректирующий механизм.

Работа корректирующего механизма поясняется на рис. 4.6 и рис. 4.7.

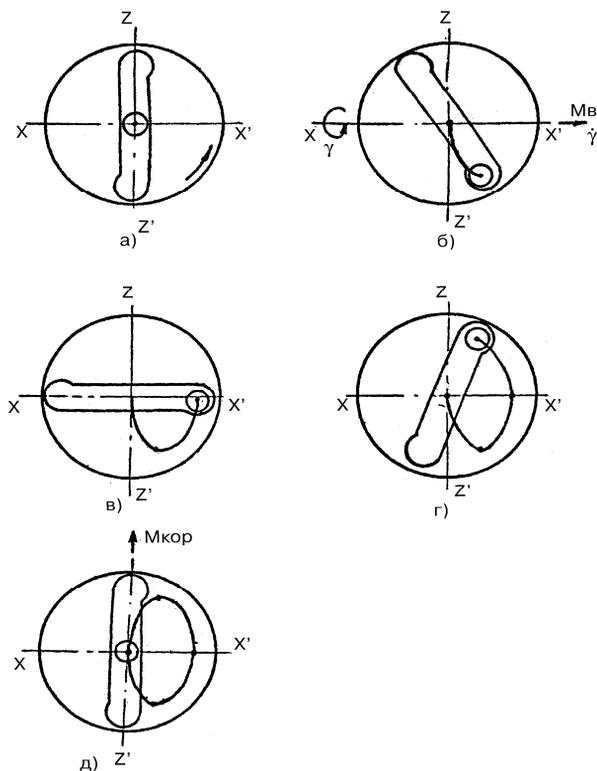


Рис. 4.7. Работа корректирующего механизма

### 4.3 Авиагоризонт АГК – 77

Авиагоризонт АГК – 77 предназначен для обеспечения летчика визуальной информацией о положении самолета по крену и тангажу относительно плоскости истинного горизонта, индикации бокового скольжения, выдачи сигналов, пропорциональных углам крена и тан-

гажа в сопрягаемые системы, для выдачи на светосигнальные табло сигналов предельного крена, а также для индикации команд по крену и тангажу формируемых в системе САУ.

В авиагоризонте АГК – 77 применена индикация «вид с самолета на землю». Авиагоризонт индицирует крен, тангаж, скольжение и отказ авиагоризонта. Крен самолета индицируется смещением индекса крена относительно нулевой отметки шкалы крена; тангаж – смещением шкалы тангажа относительно центра силуэта самолета; 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 полета БУР;
- радиолокатор БУРАН на гиросtabilлизацию антенны;
- курсовую систему БСФК.

Сигналы предельного крена формируются в авиагоризонте специальным электронным блоком, принимающим и обрабатывающим сигналы крена синусно-косинусных трансформаторов. При достижении самолетом крена  $(32 \pm 2)^\circ$ , в режиме маршрутного полета, электронный блок выдает сигнал  $+27 В$ , поступающий на табло «КРЕН ВЕЛИК» на левой и правой панели приборной доски.

Сигнал «КРЕН ВЕЛИК» выдается только при наличии исправности авиагоризонта.

При взлете и заходе на посадку, то есть до высоты  $200 м$ , предельный угол крена равен  $(15 \pm 1,5)^\circ$ .

Внешний вид лицевой панели авиагоризонта АГК – 77 представлен на рис. 4.8.

*Основные технические характеристики.*

Диапазон индицируемых углов:

- по крену  $\pm 360^{\circ}$ ;
- по тангажу  $\pm 85^{\circ}$  (без учета наклона приборной доски).

Инструментальные погрешности по крену и тангажу:

- в пределах углов  $\pm 30^{\circ}$  не более  $\pm 1,5^{\circ}$ ;
- на остальных отметках шкал не более  $\pm 2,5^{\circ}$ .

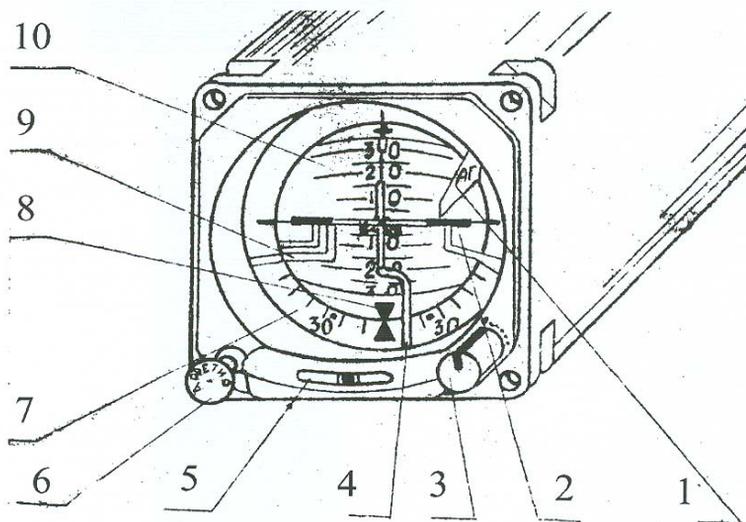


Рис. 4.8. Внешний вид авиагоризонта АГК – 77:

- 1 – флажок сигнализатора; 2 – силуэт самолета;  
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

Углы срабатывания сигнализатора предельных кренов при поворотах корпуса прибора относительно продольной оси:

- до высоты 200 м (по радиовысотомеру) –  $(15 \pm 1,5)^0$ ;
- при высоте больше 200 м (по радиовысотомеру) –  $(32 \pm 2)^0$ .

На самолете устанавливают два авиагоризонта – на левой и правой панелях приборной доски.

#### 4.4 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 глissады, сигнализации готовности датчиков системы автоматического управления и имеют следующие основные технические данные:

1) погрешность прибора в пределах:

- $\pm 1^\circ$  указателя текущего курса, указателя заданного курса, указателя заданного путевого угла, указателя угла сноса, указателя КУР (азимута);
- $\pm 0,5$  км в диапазоне 0-25 км и  $\pm 1,5$  км в диапазоне 25 – 499 км указателя дальности;
- $\pm 10\%$  от максимального значения индицируемой величины указателя отклонения от отклонения курсовой и глissадной зон.

2) скорость отработки следящих систем в нормальных климатических условиях не менее:

- $30^\circ/\text{с}$  указателя текущего курса,
- $40^\circ/\text{с}$  указателя заданного курса,
- $40^\circ/\text{с}$  указателя заданного путевого угла,
- $60^\circ/\text{с}$  указателя текущего азимута (КУР),
- $15\text{км}/\text{с}$  указателя дальности,
- $60^\circ/\text{с}$  указателя угла сноса.

Прибор ПНП-72 имеет индикацию «вид с самолета на землю». Лицевая часть прибора приведена на рис. 4.9.

Приборы типа ПНП-72 индицируют следующие параметры:

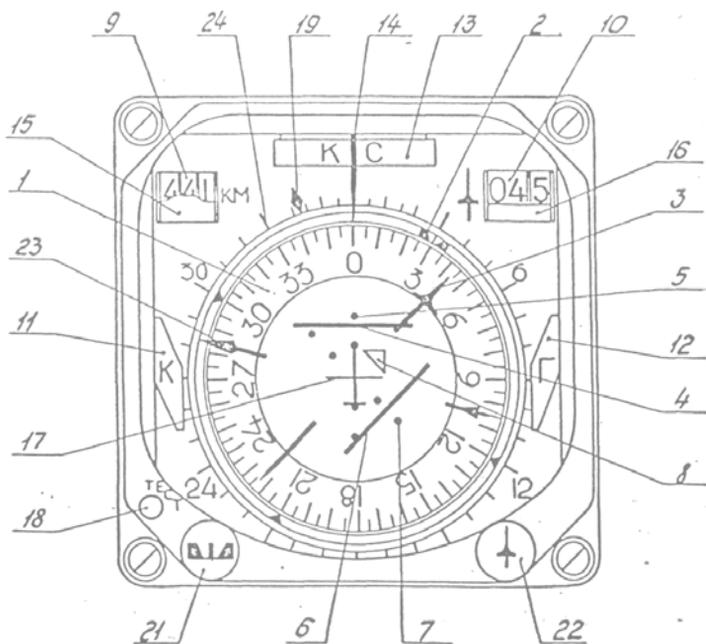


Рис. 4.9. Прибор навигационный плановый ПНП-72. Лицевая часть:  
 1 – шкала текущего курса; 2 – индекс заданного курса; 3 – стрелка заданного путевого угла; 4 – стрелка отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка; 5 – шкала указателя отклонения от равносигнальной зоны глиссадного радиомаяка; 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  $KUP_1$ ; 23 – совмещенная шкала угла сноса и курсовых углов; 24 – шкала угла сноса и курсовых углов радиостанции

1. Текущий курс самолета индицируется на шкале курса *1* против неподвижного индекса *14*. Шкала курса имеет отметки через каждые  $5^\circ$  и оцифровку через  $30^\circ$ . 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  $1^\circ$ . Установка ЗПУ на счетчике осуществляется дистанционно. Диапазон индикации счетчика  $0 - 360^\circ$ .

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 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  $5^\circ$ . Диапазон индикации угла сноса  $20^\circ$ .

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  $KУР_I$  индицируется стрелкой 23 по совмещенной шкале угла сноса курсовых углов радиостанции 24.

На шкале курсовых углов радиостанции нанесены отметки через  $30^\circ$  в приборе ППП-72 с оцифровкой 6, 12, 24, 30 на отметках 60, 120, 240 и  $300^\circ$ .

7. 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.

8. 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.

9. Сигнализация о полете самолета по радиостанции «на» или «от» осуществляется двухполярным магнитоэлектрическим бленкером. О направлении полета указывает индекс 8 и второй индекс лицевых частей приборов, невидимый на рисунке и направленный в противоположную сторону. Направление индекса по стрелке ЗПУ показывает направление на радиостанцию и наоборот.

10. 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.

11. 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*. Прибор выполнен в герметичном исполнении. Герметизация корпуса, стекла, штепсельных разъемов и винтов крепления осуществляется герметиком. Герметизация клемм осуществляется прокладками из фторопласта, кнопки тест-контроля – с помощью резиновой втулки.

Основной корпус прибора выполнен вместе с фланцем для крепления на приборную доску. 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 цветные 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* 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  $KУР_1(A_1)$ ,  $KУР_2(A_2)$ .

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<sub>1</sub>)*, азимута текущего *2 (КУР<sub>2</sub>)* выполнены одинаковыми узлами следящих систем. Двигатели через редуктор вращают оси дифференциалов и приемники *СКТ* заданного курса, заданного путевого угла, азимута текущего *1 (КУР<sub>1</sub>)*, азимута текущего *2 (КУР<sub>2</sub>)*. 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 внутрирамочным 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.

Внешний вид прибора навигационного планового представлен на рис. 4.10.



Рис. 4.10. Внешний вид лицевой панели прибора навигационного планового ППП-72

Прибор имеет встроенный тест-контроль всех следящих систем прибора, при нажатии кнопки «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.

## 4.5 Современный плановый навигационный прибор

Современный плановый навигационный прибор показывает курс, отклонение от заданного курса, пеленг радионавигационной станции и расстояние до этой станции и представляет собой комбинированный индикатор, в котором объединены функции четырех индикаторов – курсоуказателя, радиомаягнитного индикатора, индикаторов пеленга и дальности. Электронный ПНП с встроенным индикатором карты (рис. 4.11) дает цветное изображение карты с индикацией истинного местоположения самолета относительно аэропортов и наземных радионавигационных средств.



Рис. 4.11. Плановый навигационный прибор с цветным индикатором информации

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.

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.

### **Вопросы для самоконтроля**

*Проверьте себя, отвечая письменно или устно на сформулированные ниже вопросы. Если необходимо, обращайтесь к теории (см. оглавление).*

- 1. Какие приборы определяют пространственное положение ВС в пространстве?*
- 2. Какие параметры индицирует командный прибор?*
- 3. Назначение, свойства и состав авиагоризонт АГР – 74?*
- 4. Принцип работы корректирующего механизма АГР – 74?*
- 5. Назначение, индицируемые параметры и погрешности АГР – 77?*

6. В какие системы поступают сигналы с АГР – 77?
7. Какие параметры индицируются на пилотажно-навигационном приборе?
8. Назначение, технические характеристики и погрешности ПНП – 72?
9. Какие параметры индицируются на лицевой панели ПНП -72?

## 5 ЦИФРОАНАЛОГОВЫЕ ЭЛЕКТРОННЫЕ ПРИБОРЫ

### 5.1 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 отображения 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 то же 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 че-

ловека. 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.

## 5.2 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 ( $^{\circ}\text{C}$ ) с частотой обновления информации каждые  $0,5\text{ с}$  (рис. 5.1):

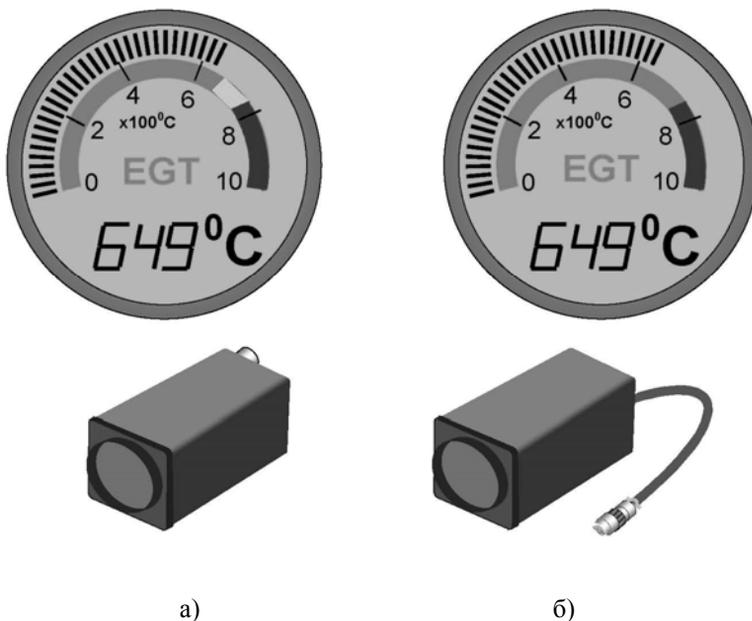


Рис. 5.1. Внешний вид индикаторов: а – ИТЖ-1; б – ИТЖ-1А

- на оцифрованную жидкокристаллическую шкалу, соответствующую аналоговому отсчету от  $0$  до  $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- на трехразрядный семисегментный жидкокристаллический индикатор, уточняющий аналоговый отсчет температуры от  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Индикатор формирует и выдает сигнал предельного значения температуры выходящих газов при достижении предельного значения температуры выходящих газов  $+780\text{ }^{\circ}\text{C}$  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  $6,0\text{ В}$ , а выходное сопротивление источника этого напряжения должно быть не более  $10\text{ кОм}$ .

Электропитание к индикатору подается до начала запуска двигателя. Напряжение питания индикатора  $27\text{ В}$ . Управляющее напряжение для управления яркостью свечения экрана индикатора  $\sim 0,5 - 6,3\text{ В}$ ,  $400\text{ Гц}$ .

Индикатор выдает сигнал «Т<sub>2</sub> ПРЕД» при достижении предельного значения температуры выходящих газов  $+780\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Приведенная погрешность измерения температуры выходящих газов индицируемая на цифровом индикаторе, составляет не более  $\pm 1\%$ , на аналоговом – не нормируется.

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 гзуге длиной  $800\text{ мм}$ .

На лицевой панели индикатора расположены:

- активная шкала с  $50$  сегментами (пикселями) и 3-разрядным цифровым индикатором, уточняющим значение оцифрованной шкалы от  $0\text{ }^{\circ}\text{C}$  в целых числах;

- пассивная шкала с цифрами 0, 2, 4, 6, 8, 10 и нанесенным на стекле множителем «X100», соответствующая аналоговому отсчету от 0 до 1000 °C и функциональным обозначением индикатора ТВГ (температура выходящих газов).

На стекле ИТЖ-1 выделены следующие диапазоны:

- нормальной работы – от 0 до 680 °C включительно – зона зеленого цвета;
- взлетного и критического режимов свыше 680 по 780 °C включительно – зона желтого цвета;
- опасной работы – свыше 780 °C – зона красного цвета.

На стекле ИТЖ-1А выделены следующие диапазоны:

- нормальной работы – от 0 до 780 °C – зона зеленого цвета;
- опасной работы – от 780 °C и выше – зона красного цвета.

Масса индикатора не превышает 0,8 кг.

Два индикатора ИТЖ-1 устанавливаются в кабине экипажа на средней панели приборной доски, а индикатор ИТЖ-1А устанавливается на панели запуска ВСУ.

Структурная схема индикатора приведена на рис. 5.2. Схемотехнически ИТЖ-1 и ИТЖ-1А полностью идентичны.

Индикатор состоит из следующих устройств:

- устройства преобразования (УПр);
- устройства микроконтроллера (УМ);
- модуля индикации;
- устройства питания;
- усилителя;
- аналого-цифрового преобразователя (АЦП);
- формирователя эталонного напряжения (Уэм).

Устройство микроконтроллера из следующих устройств:

- микроконтроллера;
- узла управления.

Модуль индикации состоит из следующих устройств:

- дешифратора;
- жидкокристаллического индикатора (ЖКИ);
- узла подогрева;
- узла подсвета.

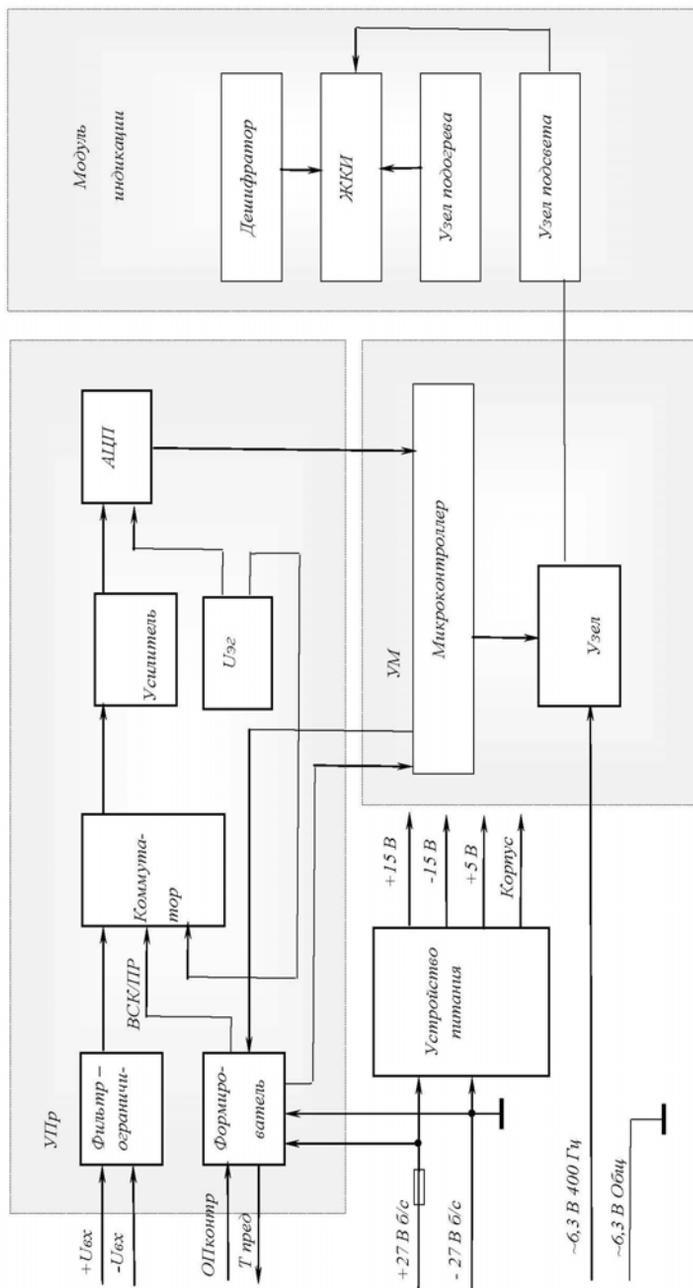


Рис. 5.2. Структурная схема индикаторов ИТЖ-1 и ИТЖ-1А

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  $U_m$  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 «Т<sub>г</sub> 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 под свете 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.

### 5.3 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*. Внешний вид индикаторов типа *ИЧЖ-1* представлен на рис. 5.3 *а, б, в*.

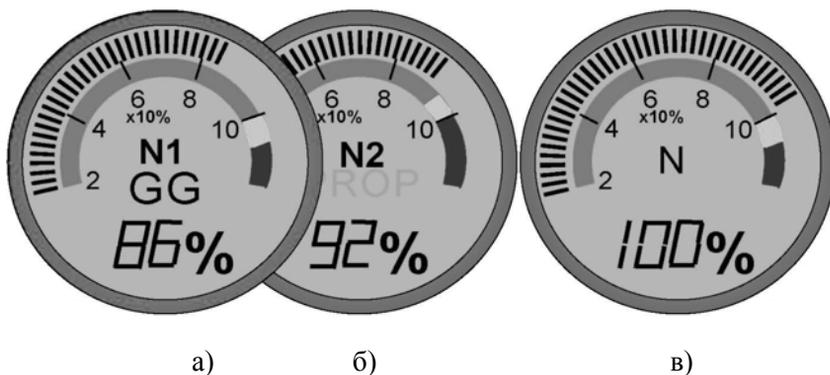


Рис. 5.3. Внешний вид индикаторов: *а* – ИЧЖ-1ТК;  
*б* – ИЧЖ-1ВВ; *в* – ИЧЖ-1А

Идентификация:

- *ИЧЖ-1ВВ* – индикатор частоты вращения воздушного винта маршевого двигателя;
- *ИЧЖ-1ТК* – индикатор частоты вращения турбокомпрессора маршевого двигателя;
- *ИЧЖ-1А* – индикатор частоты вращения вала двигателя вспомогательной силовой установки (ВСУ).

Индикатор отображает текущее значение частоты вращения (оборотов) в процентах от номинального значения с частотой обновления  $0,5$  с:

- 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%.

Погрешность преобразования и индикации:

- по аналоговой шкале – не более  $\pm 2\%$  от измеряемой величины;
- по цифровой шкале – не более  $\pm 0,5\%$  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 « $n \times 10$ »;
- в нижней части – 3-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-ИТК* 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).

По два индикатора *ИЧЖ-1ВВ* и *ИЧЖ-ИТК* устанавливаются в кабине экипажа на средней панели приборной доски, а индикатор *ИЧЖ-1А* устанавливается на панели запуска *ВСУ*.

Схемотехнически *ИЧЖ-1ВВ*, *ИЧЖ-ИТК* и *ИЧЖ-1А* полностью идентичны, построены по структурной схеме, изображенной на рис. 5.2 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 (фондовый) и принудительный.

## 5.4 Индикатор крутящего момента и рычага топлива

Индикатор крутящего момента и рычага топлива *ИКМРТ* предназначен для непрерывного дистанционного контроля экипажем самолета параметров:

- величина крутящего момента;
- положение рычага топлива (*РУД*).

Индикатор взаимодействует с блоком управления и контроля *БУК*. Входная информация о величинах параметров поступает в 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 блока управления и контроля *БУК*.

Индикатор отображает информацию с частотой обновления 0,5 с:

- на оцифрованную шкалу по величине крутящего момента ( $M_{кр} \times 10\%$ ) в диапазоне  $0 - 110\%$ ;
- на 3-разрядный цифровой индикатор по положению рычага топлива ( $PУД$ ) в диапазоне  $0 - 120 \text{ град}$ .

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 (рис. 5.4):

- в верхней части – оцифрованная шкала измерения величины крутящего момента с множителем « $10\%$ »;
- в нижней части – 3-разрядный цифровой индикатор измерения положения рычага топлива двигателя  $PУД$  в диапазоне  $0 - 120 \text{ град}$ .

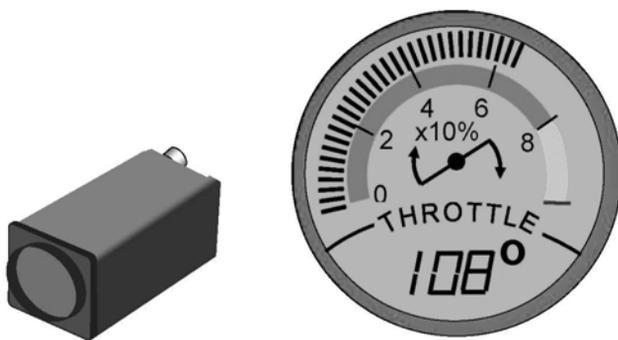


Рис. 5.4. Индикатор ИКМРТ

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 рис. 5.3, и эксплуатационные характеристики такие же, как индикатора температуры типа  $ИТЖ$ .

## 5.5 Индикатор положения механизации крыла

Индикатор положения механизации крыла *ИПМ* 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 рычагом управления закрылков (*РУЗ*) до заданного положения;
- прием восьми разовых команд (бинарных сигналов) «Корпус – обрыв» от сигнализаторов (микрореле) 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  $1\text{ кОм} \pm 10\%$ ), и отображение соответствующего значения положения закрылков в диапазоне от 0 до  $40^\circ$  с частотой обновления информации не более 0,5 с на оцифрованную жидкокристаллическую шкалу, соответствующую аналоговому отсчету положения закрылков в градусах.

Индикатор обеспечивает формирование опорного напряжения для запитки датчиков, равного  $(10 \pm 0,5)\text{ В}$ , и выполнения тарировки.

Индикатор имеет встроенную систему контроля (*ВСК*). Режим работы *ВСК* – принудительный.

Внешний вид индикатора представлен на рис. 5.5.

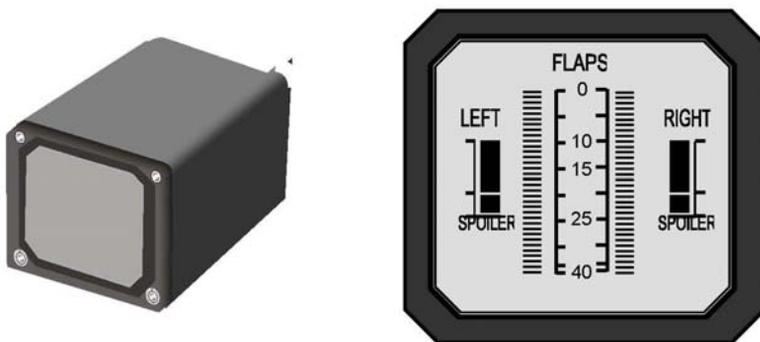


Рис. 5.5 .Индикатор ИПМ-140

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. Структурная схема индикатора приведена на рис. 5.6.

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;

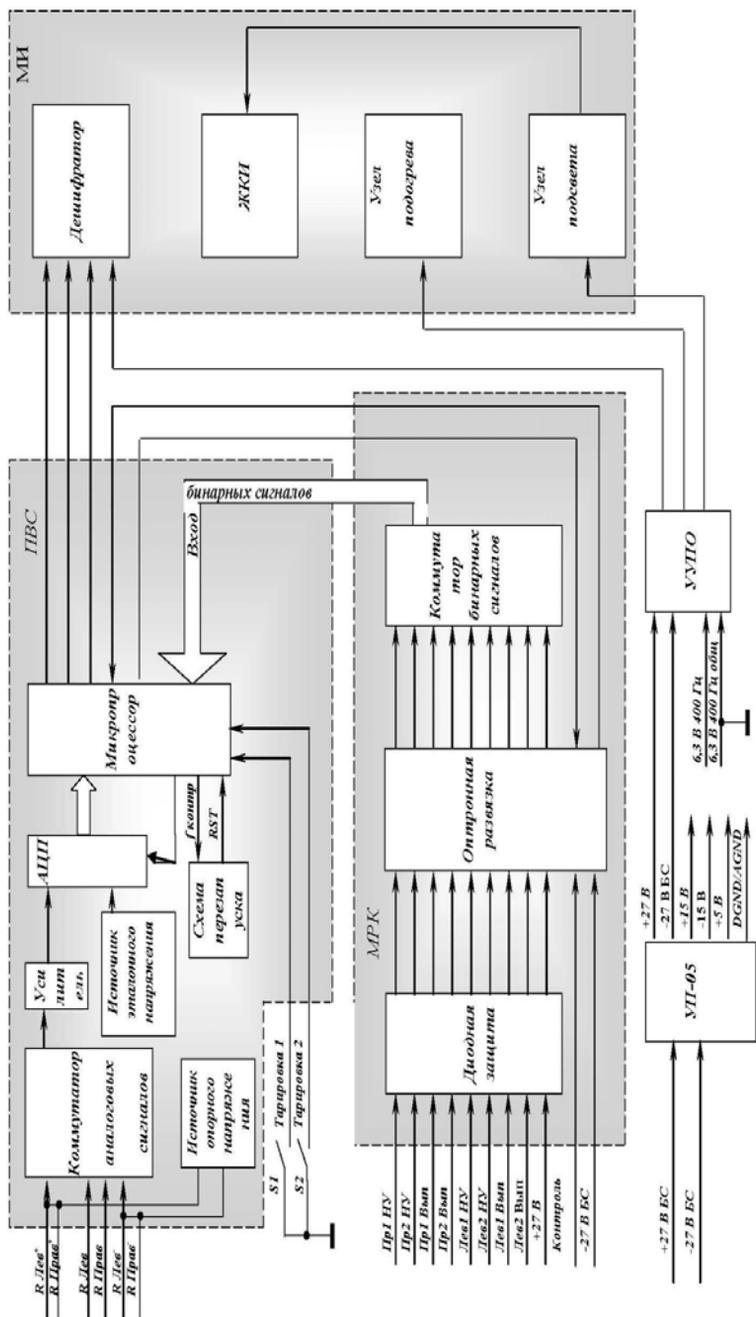


Рис. 5.6. Структурная схема индикатора ИПМ-140

- 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.

Источник опорного напряжения датчиков формирует напряжение со значением  $(10 \pm 0,5) В$ , которое поступает на вход двух датчиков положения закрылков потенциметрического типа ( $R=1 кОм$ ). 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.

На микропроцессор с *МПК* 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.

Дешифратор *МИ* декодирует полученные сигналы и формирует управляющие сигналы для засвечивания пикселей *ЖКИ*.

*УП-05* представляет собой параметрический стабилизатор, который 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 *МПК*, *УУПО* и *МИ*. В *МПК* 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, размещенный на обогревателе *ЖКИ*.

Обогреватель нанесен на стекло *ЖКИ* в виде резистивного слоя, который включается при температуре порядка минус 25 °С и ниже, обеспечивая работоспособность индикатора при температуре до минус 55 °С. 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.

## 5.6 Индикатор унифицированный профильный

Унифицированный профильный индикатор предназначен для индикации температуры в пределах *минус 60 – плюс 260 °С* в комплекте с приемниками температуры *П-77*.

Конструкция индикатора приведена на рис. 5.7.

Индикатор имеет белый подсвет шкалы и 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  $27 В \pm 10\%$ ;
- питание подсвета осуществляется от сети переменного тока напряжением  $5,5 В$ ;
- диапазон измерения в пределах *минус 60 – плюс 260 °С*;
- рабочий диапазон в пределах *минус 40 – плюс 240 °С*;
- проверяемые отметки: – *минус 60, минус 40, 0, +60, +120, +180, +240, +260*;

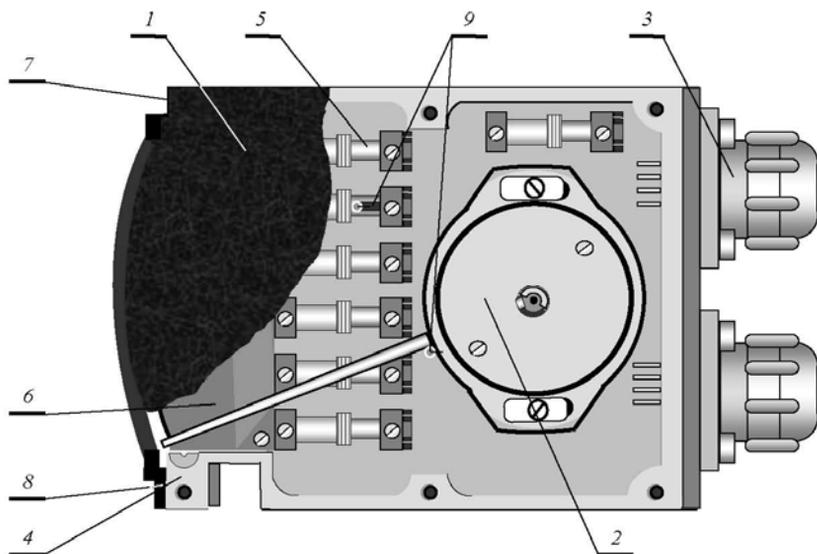


Рис. 5.7. Индикатор ИТ 1П:

1 — крышка с прокладкой; 2 — логометр; 3 — соединитель; 4 — корпус;  
 5 — катушка сопротивления; 6 — подсвет; 7 — шильдик; 8 — шильдик;  
 9 — ограничитель хода

- потребляемый ток в комплекте с датчиком не превышает  $0,1$  А;
- индикатор работоспособен при изменении температуры окружающей среды от *минус*  $60$  до  $+ 80$   $^{\circ}\text{C}$ , при этом рабочий диапазон температур  $\pm 60$   $^{\circ}\text{C}$ ;
- погрешность показаний индикатора при нормальной температуре составляет:
  - в рабочем диапазоне  $\pm 7$   $^{\circ}\text{C}$ ;
  - в нерабочем диапазоне  $\pm 10$   $^{\circ}\text{C}$ ;
- индикатор выдерживает действие ударных нагрузок до  $4g$  при частоте до  $80$  ударов в минуту в количестве  $10\ 000$  ударов;
- индикатор виброустойчив в диапазоне частот от  $5$  до  $300$  Гц при ускорении до  $1,1g$  и амплитуде вибрации не более  $1$  мм.

- сопротивление изоляции индикатора составляет – не менее  $20 \text{ МОм}$ ;
  - индикатор взаимозаменяем;
  - масса индикатора без монтажных деталей не превышает  $150 \text{ г}$ .
- Принципиальная схема индикатора приведена на рис. 5.8.

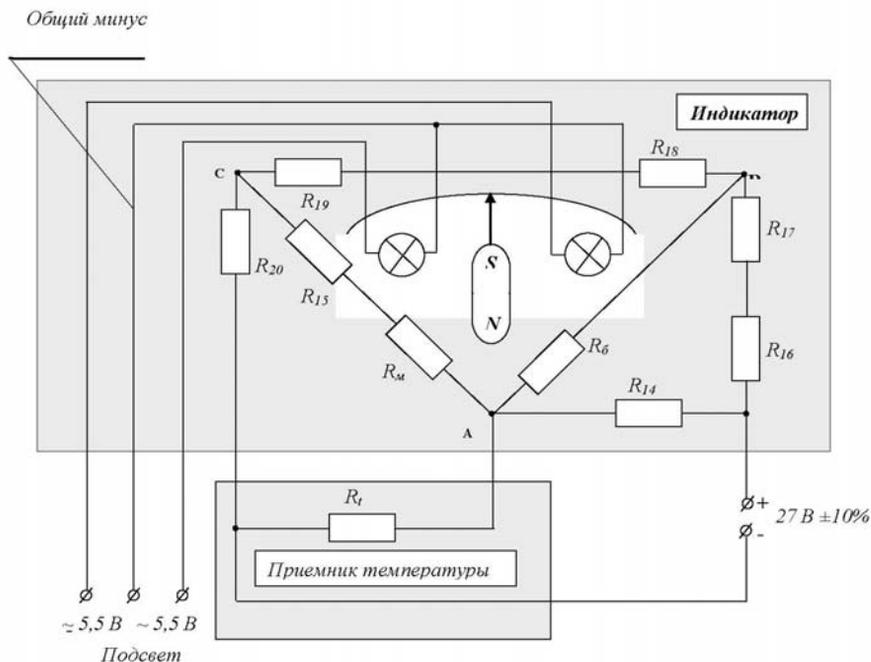


Рис. 5.8. Принципиальная схема индикатора ИТ 1П

В индикаторе используется магнитоэлектрический логометр с подвижным магнитом и неподвижными рамками, расположенными под углом  $90^\circ$ .

Перемещение стрелки логометра ограничивается ограничителями хода.

Работа индикатора совместно с приемником температуры основана на использовании свойств теплочувствительного элемента приемника изменять свое электрическое сопротивление с измерением темпе-

ратуры измеряемой среды. При этом каждому значению измеряемой температуры соответствует лишь одно определенное значение сопротивления приемника.

Сопротивление приемника непрерывно измеряется с помощью магнитоэлектрического логометра. Рамки логометра  $R_m$  и  $R_b$  включены в мостовую схему с двумя диагоналями  $AB$  и  $AC$ .

Сопротивления  $R_{14}$ ,  $R_{17}$ ,  $R_{16}$  и  $R_{20}$ ,  $R_l$  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.

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. Рамки логометра  $R_m$  и  $R_b$  включены в мостовую схему с двумя диагоналями  $AB$  и  $AC$ .

Сопротивления  $R_{14}$ ,  $R_{17}$ ,  $R_{16}$  и  $R_{20}$ ,  $R_l$  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 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.

Индикатор в эксплуатации не ремонтируется и случае выхода из строя его необходимо заменить.

## 5.7 Индикатор цифровой температуры воздуха

Индикатор цифровой температуры воздуха (*ИЦТ*) предназначен для измерения и отображения температуры воздуха в кабине и в трубопроводах системы кондиционирования воздуха на самолете.

Индикатор состоит из измерительного преобразователя (*ИП-ИЦТ*) и устройства индикации (*УИ*) и обеспечивает преобразование входной информации и индикацию с частотой обновления информации 0,5 с на 3-разрядном индикаторе температуры подаваемого воздуха.

Диапазон контроля температур *минус 60 – 500 °С* и допустимая погрешность не более  $\pm 5 ^\circ\text{C}$  в диапазоне температур окружающей среды  $\pm 55 ^\circ\text{C}$ .

Время готовности к работе *ИЦТ*, включая время тестирования – не более 5 с после включения напряжения питания. Время возобновления информации на индикаторе – 0,5 с.

При подаче на *ИЦТ* тестового сигнала (в дальнейшем сигнал *ВСК*) на цифровом индикаторе должны зажечься цифры 888. Яркость свечения индикатора автоматически регулируется в зависимости от наружного освещения.

Конструктивно *ИЦТ* выполнен в виде двух функционально законченных устройств (*ИП – ИЦТ* и *УИ*), соединенных между собой электрическим жгутом. Измерительный преобразователь *ИП- ИЦТ* и устройство индикации *УИ* – функционально независимые устройства, каждое из которых может быть при необходимости заменено.

Структурная схема индикатора представлена на рис. 5.9. Входной сигнал поступает от датчика температуры *П109* (или *П119*), принцип действия которого основан на зависимости электрического сопротивления 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.

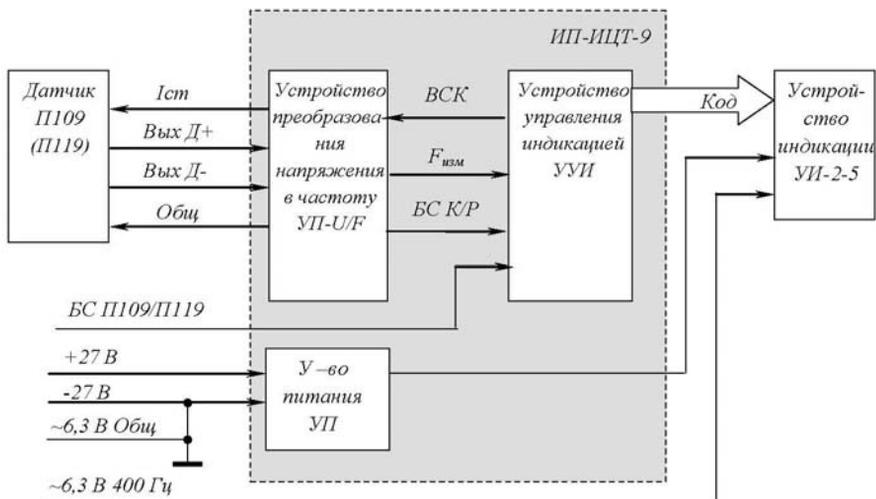


Рис. 5.9. Структурная схема индикатора

Устройство преобразования напряжения в частоту  $УП-U/F$  осуществляет преобразование напряжения постоянного тока в импульсный сигнал с частотой следования импульсов, пропорциональной измеряемому напряжению, которое, в свою очередь, пропорционально изменению сопротивления датчика.

Устройство управления индикацией  $УУИ$  предназначено для преобразования двоичного кода в цифровой код для 3-разрядного семи-сегментного индикатора. Индикацию текущего значения температуры обеспечивает:

- подсчет количества импульсов и преобразование в двоичный код управления, поступающий на вход  $УИ$ ;
- 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  $1\text{ с}$ , контролирует работу всего тракта преобразования.

При обнаружении неисправности электронных узлов (а также при обрыве линии или уходе за пределы диапазона измерения) автоматически гаснет табло *УИ*. При восстановлении нормальной работы автоматически возобновляется индикация текущего значения температуры.

Узел питания работает от бортовой сети  $18-31 В$  и выдает необходимые для индикатора напряжения питания.

## 5.8 Индикатор цифровой расхода воздуха

Индикатор цифровой расхода воздуха (*ИЦР*) предназначен для измерения и отображения на цифровом устройстве индикации расхода воздуха ( $в кг/ч$ ) в трубопроводах системы кондиционирования воздуха (*СКВ*) на самолете и состоит из преобразователя (*ИП-ИЦР*) и устройства индикации *УИ*. Структурная схема прибора приведена на рис. 5.10.

Входной сигнал представляет собой постоянное напряжение, меняющееся по линейному закону в пределах  $0 - 10 В$ .

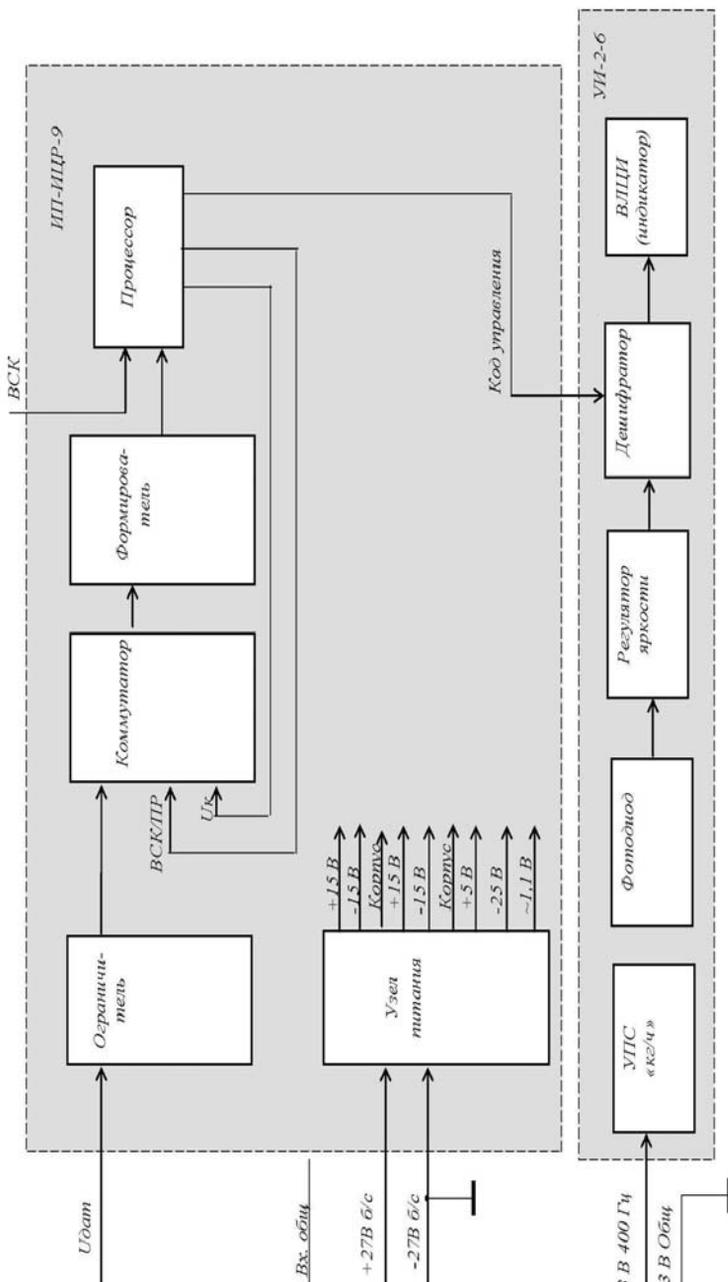
Индикатор обеспечивает преобразование входной информации и индикацию значений количества израсходованного воздуха в диапазоне  $0 - 5000 кг/ч$  с частотой обновления информации  $0,5 с$  на 4-разрядное 7-сегментное табло устройства индикации зеленого цвета.

Диапазон индикации и погрешность отображаемой информации изделия при температуре окружающей среды  $\pm 55 ^\circ C$  соответствуют следующим значениям:  $0 - 400 кг/ч - \pm 20$ ;  $0 - 1200 кг/ч - \pm 50$ ;  $0 - 5000 кг/ч - \pm 100$ . Внешний вид прибора *ИЦР* представлен на рис. 5.11.

Конструктивно изделие выполнено в виде двух функционально законченных устройств, которые соединены между собой электрическим жгутом.

*ИП-ИЦР* состоит из следующих узлов: ограничителя; коммутатора; формирователя; процессора; узла питания.

*ИП-ИЦР* работает в двух режимах: самоконтроля; преобразования.



5.10. Структурная схема индикатора ИЦД

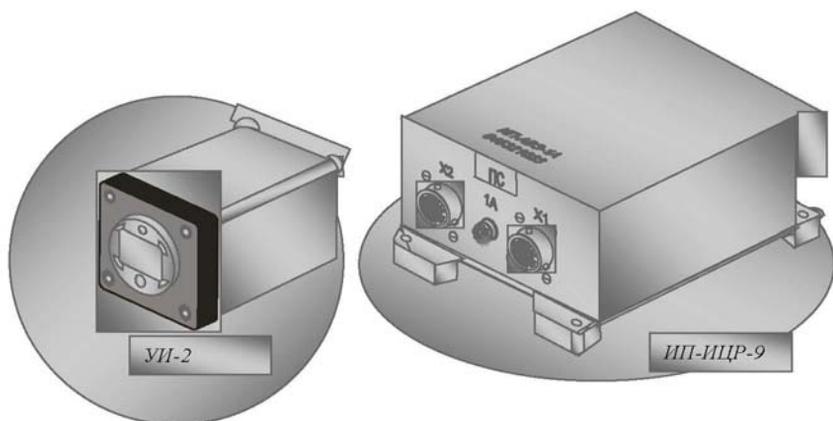


Рис. 5.11. Внешний вид индикатора ИЦР-9

Ограничитель понижает входной сигнал до необходимого уровня, чем обеспечивается соответствие показаний табло УИ этому сигналу.

Коммутатор по сигналу ВСК/ПП (ПП – поступает с процессора), переключает режимы работы ИИ-ИЦР. В режиме самоконтроля на входе формирователя коммутируется контрольный сигнал  $U_k$ , а в режиме преобразования – входной сигнал  $U_{dam}$ .

Формирователь вырабатывает прямоугольные импульсы с амплитудой 5 В, частота следования которых соответствует напряжению входного или контрольного сигнала.

Процессор осуществляет:

- управление коммутатором (формирует сигналы ВСК/ПП и  $U_k$ );
- 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 контро-

лирует работу всех своих электронных узлов. При обнаружении неисправности электронных узлов (за исключением качества свечения сегментов), ВСК гасит УИ. 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, состоит из следующих узлов: УПС – устройство подсвета символа; фотодиода; регулятора яркости; дешифратора; ВЛЦИ – вакуумно-люминесцентный индикатор.

УПС предназначен для обеспечения подсветки символа «кз/ч».

Фотодиод вырабатывает напряжение постоянного тока, величина которого прямо пропорциональна освещенности передней панели УИ, и управляет регулятором яркости, который вырабатывает соответствующие сигналы управления свечения ВЛЦИ, который предназначен для визуального отображения количества израсходованного воздуха в СКВ.

Дешифратор преобразует двоичный код, поступающий от процессора, в 7-сегментный ВЛЦИ, код управления 4-разрядный.

Прибор в процессе эксплуатации не вскрывается и не ремонтируется.

## **5.9 Компоновка индикаторов на приборных досках летчиков**

Авиационные 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.

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.

### 5.9.1 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 пульта 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 рис. 5.12.

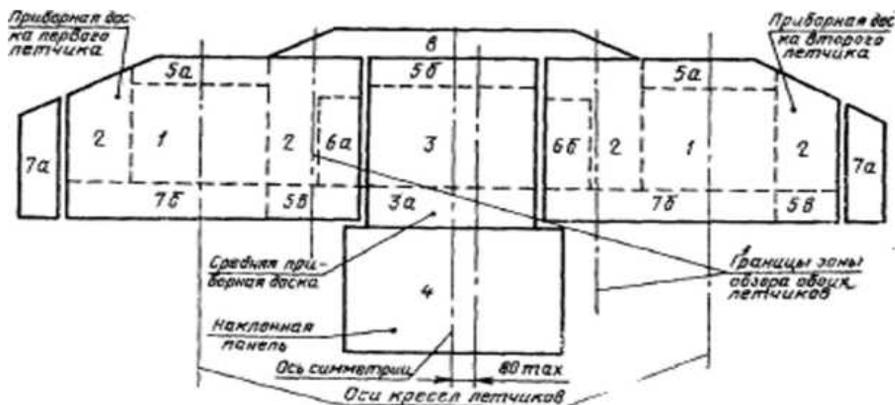


Рис. 5.12. Расположение зон для размещения средств отображения информации и средств управления на приборных досках:

- 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 рис. 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 *I* (рис. 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 *I* должно соответствовать рис. 5.13.



Рис. 5.13. Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов внутри группы:

- I* – 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.

## 5.9.2 Современные системы отображения информации

На всех современных самолетах используется система сенсорных приборных досок (ССПД), состоящая обычно из 6 экранов, расположенных в кабине пилотов (рис. 5.14).

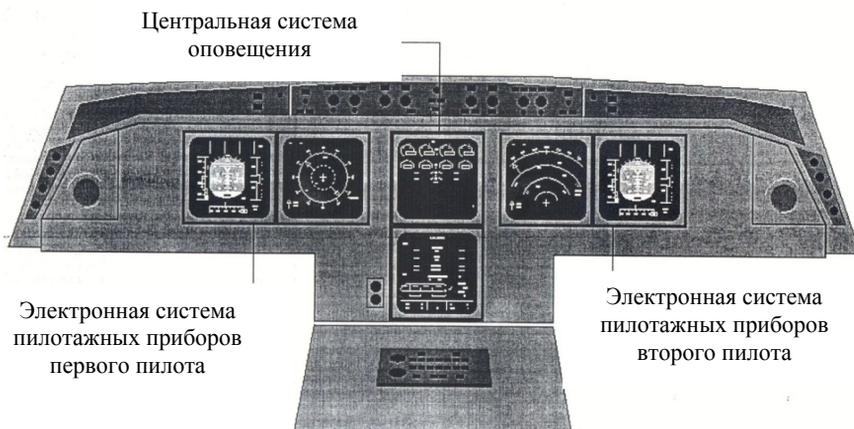


Рис. 5.14. Дисплеи системы сенсорных приборных досок ССПД

Авиационные производители по разному называют эту систему:

- «Аэробус» – Система электронных приборов.
- «Боинг» – Комплексная система дисплеев.

ССПД заменила множество шкал и индикаторов электромеханических приборов.

Главные достоинства ССПД, удобные для оператора:

- необходимая информация четко отображается на ярких цветных экранах;
- все шесть экранов идентичны и могут показывать различные предметы, поэтому в случае отказа одного из дисплеев потери информации не произойдет;
- благодаря меньшему количеству разнообразных конструктивных элементов ТО стало проще и менее затратным.

Данная система делится на 2 подсистемы:

- 1) система электронных пилотажных приборов;
- 2) система индикации параметров работы двигателя и предупредительной сигнализации.

Обычно индикаторы *ССПД* располагаются на приборных досках обоих пилотов, а дисплеи – на центральной приборной панели.

Для активации дисплеев нужно вращать по часовой стрелке ручку регулировки яркости на каждом из них.

Слева на пульте управления командира экипажа находится ручка регулировки вынесенного наружу экрана, функционирующего в качестве основного дисплея, и ручка регулировки встроенного в панель экрана навигационных данных.

На центральном пульте расположены: вверху – ручка управления верхнего дисплея центральной системы оповещения; внизу – ручка управления нижнего дисплея. Ручки управления на пультах обоих пилотов одинаковы. Лучшая позиция ручки регулировки яркости обычно вертикальная, что соответствует промежуточному (среднему) уровню яркости.

Нужно отметить, что на «Аэробусах» эта ручка выключена, находясь в крайнем левом положении. На «Боингах» такого нет, есть лишь сведение яркости к минимуму, и дисплеи включены до тех пор, пока на них подается электропитание.

Конструктивные элементы системы электронных приборов (комплексной системы дисплеев) *ССПД* помимо шести экранов включает (рис. 5.17):

- различное число пультов управления, которые не только регулируют яркость экранов, но и отвечают за вид экрана и его выключение;
- 3 управляющих компьютера в отсеке радиооборудования для управления по сигналам дисплеев;
- большое число разных типов экранов и возможностей компьютерного выключения;
- источники информации, которые разделяются на системы электронных пилотажных приборов, системы индикации параметров работы двигателя и предупредительной сигнализации.

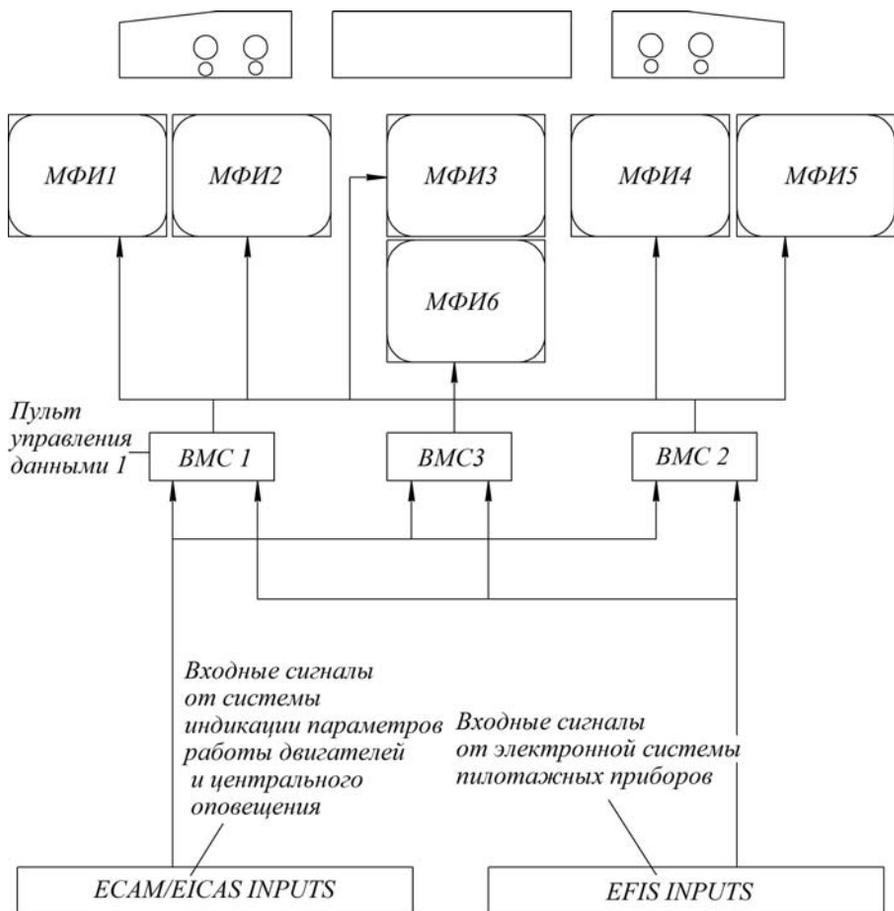


Рис. 5.15. Конструктивная схема ССПД

Каждый дисплей содержит множество электронных схем, которые преобразуют информацию, поступающую с управляющих компьютеров, в удобный для отображения формат.

Электронно-лучевая трубка воспроизводит изображение подобно телевизионному.

Изображение генерируется путем «бомбардировки» электронным лучом флуоресцирующего слоя, излучающего свечение. Для активизации этого слоя в нужной точке электронный пучок управляется элек-

трическими полями. Процесс воспроизведения изображения может осуществляться в растровом или в штриховом варианте.

Цвета на дисплее (рис. 5.16) получаются путем воздействия комбинации трех электронных лучей на люминофор.

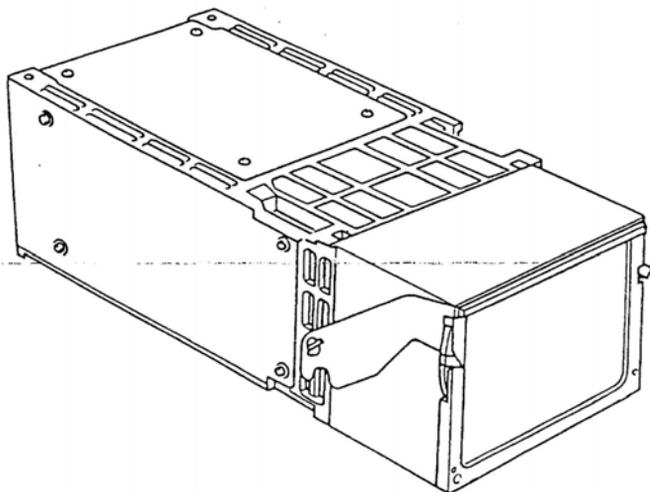


Рис. 5.16. Дисплейное устройство

Каждый из лучей производит один основной цвет. Дополнительные цвета образуются путем сочетания двух лучей. Белый – это комбинация всех трех лучей.

Яркость экранов можно менять вручную. Вращая ручки регулировки, мы изменяем электрическое сопротивление потенциометра.

Управление яркостью наилучшее, когда ручка поставлена в вертикальную позицию, при этом используются световые датчики, находящиеся перед каждым дисплеем и работающие в зависимости от освещения. Эта ручка позволяет пилоту выборочно наблюдать за изображением метеолокатора.

На рис. 5.17 приведено изображение буквы А на основном дисплее: *а* – в растровом исполнении, *б* – в штриховом, *в* – в растр/штриховом. Первый метод отображения используется для светлых элементов изображения (небо, земля), а второй – для линий и символов.

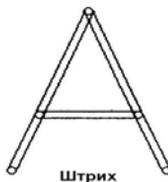
Штриховой метод имеет преимущество в том, что он выделяет меньше тепла.

При увеличении яркости окружающей экран обстановки его яркость автоматически повышается. Ручка регулировки яркости дисплея навигационных параметров состоит из двух переключателей. С их помощью можно отдельно управлять растровым и штриховым изображением на данном экране.



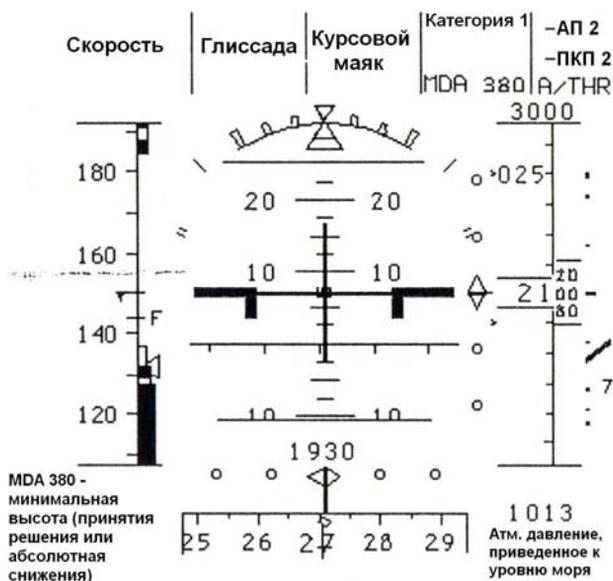
Растр

а)



Штрих

б)



в)

Рис. 5.17. Воспроизведение изображения на экране дисплея:  
 а – растровое, б штриховое, в – растр / штрих

### 5.9.3 Виды компоновок индикаторов на приборных досках российских и зарубежных самолетов

Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов на приборной доске левого летчика самолета Ан-124 на рис. 5.18 выполнено в соответствии с требованиями ГОСТ 19186-81, где в группу основных пилотажно-навигационных индикаторов входят индикаторы, которые выдают информацию о таких параметрах, как положение самолета в пространстве, направление полета, приборная скорость, барометрическая высота полета, вертикальная скорость.

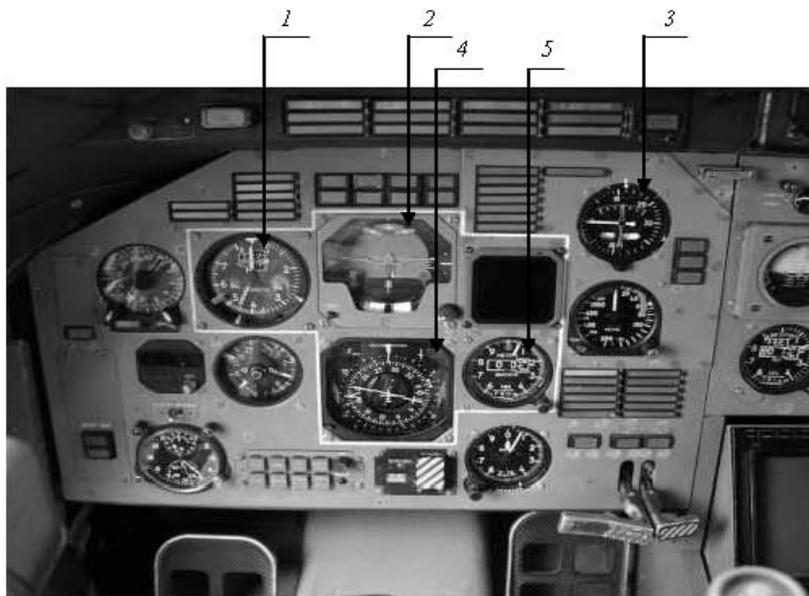


Рис. 5.18. Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов на приборной доске левого летчика самолета Ан-124:  
1 – индикатор приборной скорости; 2 – основной пилотажный индикатор;  
3 – индикатор вертикальной скорости; 4 – основной навигационный индикатор; 5 – основной высотомер

Остальные индикаторы и светосигнальные устройства также установлены по требованиям ГОСТ 19186-81 с учетом конструктивных

особенностей кабины самолета, колонок штурвала и видов индикаторов.

Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов на приборной доске левого летчика самолета «Боинг 767» на рис. 5.19 выполнено также по Т-образной схеме в соответствии с требованиями международных стандартов.

Индикаторы работы авиадвигателей сгруппированы в центре средней приборной доски. С их помощью пилот контролирует работу



Рис. 5.19. Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов на приборной доске первого летчика и индикаторов основных параметров силовой установки на средней приборной доске самолета «Боинг 767»: 1 – индикатор приборной скорости и числа М; 2 – основной пилотажный индикатор; 3 – индикатор вертикальной скорости; 4 – основной высотомер; 5, 6 – индикаторы параметров работы силовых установок; 7 – основной навигационный индикатор

двигателей, а также (в режиме ручного управления полетом) изменяет их рабочие параметры.

Фирма «Боинг» приняла решение о горизонтальном размещении приборных панелей в пилотской кабине «Боинга-777» (также они смонтированы на «Боинге-747-400»). Основная информация о полете, навигации и работе двигателей отображается на шести приборных панелях (рис. 5.20).



Рис. 5.20. Расположение индикаторов, элементов сигнализации и управления в кабине самолета «Боинг-777»-240/LR

Аналогично, как в кабине «Боинга-777», выполнена компоновка и расположение индикаторов, элементов сигнализации и управления в кабине самолета Ту-204СМ (рис. 5.21), где основная информация о полете, навигации и работе двигателей также отображается на шести приборных панелях. Используются два вида дисплеев – с обычными электронно-лучевыми трубками и работающие на жидких кристаллах. Последние (ЖКИ) 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.



Рис. 5.21. Расположение индикаторов, элементов сигнализации и управления в кабине самолета Ту-204СМ

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.

## Вопросы для самоконтроля

*Проверьте себя, отвечая письменно или устно на сформулированные ниже вопросы. Если необходимо, обращайтесь к теории (см. оглавление).*

1. *Виды представления, индикации и сигнализации пилотажно-навигационной информации и назначение систем отображения?*

2. *Назначение, технические характеристики и погрешности индикатора температуры жидкокристаллического типа ИТЖ?*

3. *Принцип работы ИТЖ по структурной схеме?*

4. *Назначение, технические характеристики и погрешности индикатора частоты вращения (оборотов) типа ИЧЖ-1?*

5. *Назначение, технические характеристики и погрешности индикатора крутящего момента и рычага топлива типа ИКМРТ?*

6. *Назначение, технические характеристики и погрешности индикатора положения механизации крыла типа ИПМ?*

7. *Назначение, технические характеристики и погрешности унифицированного профильного индикатора температуры. Работа схемы принципиальной?*

8. *Назначение, технические характеристики и погрешности индикатора температуры воздуха. Принцип работы схемы структурной?*

9. *Назначение, технические характеристики и погрешности индикатора цифрового расхода воздуха. Принцип работы схемы структурной?*

10. *Какие общие требования ГОСТ к расположению зон для размещения средств отображения информации и средств управления на приборных досках ВС?*

11. *Расположение основных пилотажно-навигационных индикаторов в каждой группе приборов на приборной доске?*

12. *Какое расположение дисплеев системы сенсорных приборных досок?*

*13. Расскажите, как располагаются основные пилотажно-навигационные индикаторы на приборной доске левого летчика самолета Ан-124?*

*14. В чем отличие компоновок приборов на приборных досках «Боинга -767», «Боинга-777»-240/LR и Ту-204СМ?*

## ГЛОССАРИЙ

$\alpha$  – **угол атаки** – между проекцией вектора истинной воздушной скорости на плоскость симметрии самолета  $XOY$  и связанной осью  $OX$ .

$\beta$  – **угол скольжения** – угол между вектором истинной воздушной скорости и плоскостью симметрии самолета  $XOY$ .

$\lambda$  – **долгота места** – координата сферической (земной) системы координат.

$\psi$  – **истинный курс** – угол в азимуте, отсчитанный между истинным (географическим) меридианом и продольной осью объекта с севера на восток и т.д., т. е. от 0 до  $360^0$ .

$\Theta$  – **наклонение** – угол между векторами  $\vec{N}$  и  $\vec{T}$ .

$\delta$  – **склонение светила** – угол, отсчитываемый от небесного экватора до светила по дуге круга склонения.

$\omega$  – **скорость вращения** – число радиан в секунду.

$\delta$  – **угол** между направлением ветра и ортодромическим направлением полета.

$\gamma$  – **угол крена** – угол между плоскостью симметрии самолета  $XOY$  и вертикальной плоскостью, проходящей через связанную ось  $OX$ .

$\omega_{x,(y,z)}$  – **угловая скорость** – угловая скорость относительно одной из связанных осей координат самолета.

$\Delta\psi$  – **угол рыскания**, отклонение от линии заданного пути.

$\psi_{вк}$  – **внешний курс** – курс, получаемый от других курсовых устройств или средств начальной выставки.

$\psi_{гmk}$  – **гиромагнитный курс** – магнитный курс, осредненный при помощи гиropolукомпаса;

$\psi_{гmk}$  – **гирополукомпасный курс** – гироскопический курс, откорректированный на величину вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли  $\Omega_{\zeta} \sin \varphi$ .

$\psi_k$  – **компасный курс** (отличается от магнитного на величину магнитной девиации  $\Delta_k$ ).

$\psi_k$  – **угол карты** – угол, на который скошена ортодромическая система координат по отношению к земной сферической системе координат.

$\psi_m$  – **магнитный курс** – угол в азимуте, отсчитанный между магнитным меридианом и продольной осью объекта (отличается от истинного на величину магнитного склонения  $\Delta_m$ ).

$\Delta m$  – **угол склонения** – между векторами  $\vec{H}$  и  $\vec{X}$ , то есть между направлениями магнитного и географического меридианов.

$\psi_{np}$  – **приведенный курс** – гирополукомпасный курс, измеренный относительно заданного направления, или угол в азимуте, отсчитанный между принятым направлением и проекцией продольной оси объекта.

$\beta_c$  – **угол сноса** – угол между линией заданного пути и плоскостью симметрии самолета  $XOY$ .

$\Delta V_v$  – **отклонение вертикальной скорости** от заданного значения.

$\Delta V_u$  – **отклонение индикаторной скорости** от заданного значения.

$\Delta M$  – **отклонение числа М** от запомненного значения в момент включения режима стабилизации числа М.

$\Delta H$  – **отклонение высоты эшелона полета** от заданного значения.

$\Delta H^*$  – **опасное отклонение высоты эшелона полета** от заданного значения.

$J$  – **линейное ускорение** – ускорение по направлению одной из связанных осей координат самолета.

$n$  – **частота вращения** – число оборотов в секунду.

$n_n$  – **перегрузка** – отношение действующего ускорения к ускорению свободного падения.

$S$  – **координата** – ориентирована вдоль линии заданного пути (вдоль ортодромии).

$S_o, Z_o$  – **начальные координаты** – в частноортодромической системе координат.

$t$  – **часовой угол** – двухгранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью круга склонения светила.

$U_s, U_z$  – **составляющие скорости ветра** – в частно-ортодромической системе координат.

$V$  – **истинная воздушная скорость** – это скорость относительно воздушной среды.

$V_s, V_z$  – **составляющие истинной скорости** – в частно-ортодромической системе координат.

$V_{ис}, V_{ип}$  – **индикаторная (приборная) скорость** – это скорость относительно воздушной среды при параметрах стандартной атмосферы.

$V_{п}$  – **путевая скорость** – горизонтальная составляющая скорости ВС относительно земли.

$V_{п*зад}$  – **заданная приборная скорость**, устанавливаемая на пульте ПЗС.

$V_y, V_v$  – **вертикальная скорость** – вертикальная составляющая скорости полета относительно земли.

$W$  – **скорость ветра** – скорость воздушной среды относительно поверхности земли.

$Z$  – **координата** – перпендикулярная ортодромии – боковое отклонение от частной ортодромии.

$\varphi$  – **широта места** – координата сферической (земной) системы координат.

$\dot{\omega}_{x,(y,z)}$  – **угловое ускорение** – угловое ускорение относительно одной из связанных осей координат самолета.

$\Omega_z$  – **угловая скорость вращения Земли**.

$M$  – **число Маха**, измеряемое отношением истинной воздушной скорости к скорости звука в среде, где находится ВС.

$M_{кр}$  – **число М критическое** – значение числа М, при котором начинается срыв воздушных потоков и процесс управления ВС становится непредсказуемым.

$H$  – **барометрическая высота**, измеряемая относительно уровня моря.

$H_{ист}$  – **истинная высота** полета, измеряемая относительно места, над которым находится ВС в данный момент времени.

$H_{отп}$  – **высота** – полета, измеряемая относительно уровня выбранного места, например, взлета или посадки.

**$H$**  – высота эшелона полета, задаваемая относительно уровня моря.

**$P$**  – статическое давление, оказываемое воздушной средой на единицу боковой поверхности тела, движущегося в воздушной среде с ее скоростью.

**$P_{дин}$**  – динамическое давление, вычисляемое как разность между полным и статическим давлениями.

**$P_з$**  – давление заданного уровня земли при измерении относительной высоты полета.

**$P_o$**  – давление уровня моря, т.е. 760 мм. рт. ст.(1013.2 гПа).

**$P_n$**  – полное давление, приходящееся на единицу поверхности тела, плоскость которого перпендикулярна вектору  **$V$**  набегающего потока.

**$T_T$**  – температура заторможенного потока – температура окружающей среды с учетом кинетической энергии встречного потока воздуха или газа.

**АГР-74** – авиагоризонт резервный на основе трехстепенного корректируемого гироскопа – предназначен для обеспечения экипажа визуальной информацией об углах крена и тангажа, а также для выдачи электрических сигналов в САУ.

**АГК-77** – авиагоризонт на основе трехстепенного корректируемого гироскопа – предназначен для обеспечения летчика визуальной информацией о положении самолета по крену и тангажу относительно плоскости истинного горизонта, индикации бокового скольжения, а также для индикации команд по крену и тангажу формируемых в системе САУ.

**АК** – астрономический компас – предназначен для измерения истинного или ортодромического курса летательного аппарата путем пеленгации небесных светил.

**БЦВМ** – бортовая цифровая вычислительная машина.

**ВИП** – виброизмерительный преобразователь – принцип работы реализован на основе подвешенной инерционной массы (невибрирующего элемента), соединенной с корпусом при помощи пружин и передающего магнитоиндукционного преобразователя, который обеспечивает передачу сигнала.

**БК** – выключатель коррекции – предназначен для размыкания электрических цепей систем коррекции различных гиросприборов при достижении самолетом заданной скорости разворота или виража.

**БКР** – вычислитель критических режимов – сигнализирует о приближении критических значений  $V_{икр}$ .

**ВЭМ** – высотомер электромеханический – в таких манометрах электрический преобразователь давления с УЧЭ устанавливаются непосредственно на контролируемом агрегате, а указатель – на приборной доске.

**ГА** – гиросагрегат – конструктивно законченное устройство, состоящее из гиromотора, внутренней и наружной рамы, устройства для передачи энергии; корректирующего, демпфирующего и арретирующего устройств и устройства для съема результатов измерений.

**Гировертикаль** – гироскопический датчик, обеспечивающий сигналами углов крена и тангажа различные потребители ВС (САУ, курсовую систему, радиолокационную станцию и др.).

**Гироскоп** – трехстепенной астатический гироскоп, ось ротора которого удерживается в плоскости горизонта коррекционным двигателем, а ось внешней рамки – вертикальна.

**Гироскоп** – это быстровращающееся симметричное тело (ротор), установленное в специальном кардановом подвесе.

**Гиросtabilизатор** – трехстепенной астатический гироскоп, на осях карданова подвеса которого установлены стабилизирующие двигатели, противодействующие внешним возмущающим моментам.

**Д** – двигатель постоянного или переменного тока различных конструктивных исполнений.

**ДВС** – датчик воздушных скоростей – выдает напряжение, пропорциональное истинной воздушной скорости  $V$ .

**ДИМ** – дифференциальный индуктивный манометр – предназначен для измерения давления до 30 МПа. В основе работы реализован принцип измерения моста на переменном токе.

**ДР** – датчик давления уровня земли – предназначен для установки нулевого уровня земли при взлете и давления у поверхности земли при посадке с целью определения  $H_{омн}$ .

**ДРТМС** – датчик расхода топлива мгновенного и суммарного – предназначен для выдачи сигналов, пропорциональных мгновенному и суммарному расходу топлива.

**ДТ<sub>т</sub>** – датчик температуры торможения – построен на основе сопла Лаваля или камеры торможения.

**ДУ** – датчик линейных ускорений (акселерометр) – предназначен для измерения линейных ускорений и определения предельно допустимых перегрузок при маневрах.

**ДУА** – датчик угла атаки – построен на основе аэрометрического метода, использующего воздействие воздушного потока на флюгер, который представляет собой обтекаемое симметричное тело в виде крыла, способное вращаться вокруг оси, преобразуя угловое перемещение потенциометром в электрический сигнал.

**ДУС** – датчик угловой скорости – реализован на основе демпфирующего гироскопа и предназначен для измерения угловых скоростей относительно осей вращения ВС и выдачи электрических сигналов, пропорциональных этим скоростям, в управляющую систему.

**ЖМД** – жидкостный маятниковый датчик – используют в качестве гравитационных чувствительных элементов однокоординатные и двухкоординатные ЖМД направления вертикали.

**ИВП** – индикатор высотных параметров – комплекс приборов КПА, обеспечивающий показания всех высотных параметров ВС.

**ИД** – индукционный датчик – предназначен для измерения горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли и используется для коррекции отклонений главной оси гироскопа от плоскости магнитного меридиана.

**Изогоны** – линии на специальных магнитных картах, для которых  $\Delta_m = \text{const}$ .

**Изоклины** – линии на специальных магнитных картах, для которых  $\Theta = \text{const}$ .

**ИНС** – инерциальная навигационная система – предназначена для определения параметров движения летательного аппарата в заданной системе отсчета с помощью реализации принципов инерциальной навигации.

**ИСП** – **индикатор скоростных параметров** – комплекс приборов *КПА*, обеспечивающий показания всех скоростных параметров ВС.

**ИТ** – **измеритель температуры** – комплект аппаратуры, обеспечивающий измерение параметров температуры двигателя.

**ИТЭ** – **магнитоиндукционный тахометр** – предназначен для измерения числа оборотов двигателя.

**К** – **коммутатор** – обеспечивает последовательную или параллельную коммутацию измерительных сигналов.

**КЗВ** – **корректор – задатчик высоты** – предназначен для выдачи сигнала отклонения от заданной высоты полета.

**КМ** – **коррекционный механизм** – предназначен для устранения девиационных погрешностей индукционного датчика и инструментальных погрешностей дистанционных передач.

**КПА** – **контрольно-проверочная аппаратура** – комплекс программно-технических средств, предназначенный для подключения, контроля и диагностики технического состояния прибора, системы или бортового комплекса ВС.

**КС** – **курсовая система** – предназначена для определения курсового угла направления полета ВС и обеспечивает измерение и коррекцию значений курсового угла в различных режимах.

**ЛС** – **линия связи** – предназначена для передачи информации об измеряемой величине от одного *ФЭ* к другому и в целом они связывают отдельные элементы в единые информационные комплексы по получению, обработке и индикации измеряемых величин.

**НВ** – **навигационный вычислитель** – предназначен для решения уравнений определения координат местонахождения ВС и счисления пути по заданным алгоритмам.

**Ортодромическая система координат** – является скошенной сферической системой на угол карты  $\psi_k$ , экватор которой называют *главной ортодромией*.

**ОЗУ** – **оперативное запоминающее устройство** – обеспечивает хранение данных, находящихся в процессе вычисления или ожидающих их применения.

**ОУ** – **отчетное устройство** – предназначено для показания значения измеряемой величины, определяемого по отчетному устройству, т. е. по шкале и по отклонению указателя.

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

**ПВМ** – **пульт вертикального маневра** – обеспечивает индикацию и ввод заданной высоты эшелона  $H_{зад}$ , заданной скорости  $V_{в\ зад}$ , для автоматического выхода на заданный эшелон и режим стабилизации скорости  $V_в$ .

**ПЗС** – **пульт-задатчик индикаторной скорости** – обеспечивает задание значений индикаторной (приборной) скорости, при достижении которой включается режим стабилизации заданного значения.

**ПМВ** – **передаточно-множительный выпрямляющий механизм** – предназначен для передачи движения от **ПЧ** к **ОУ** или преобразователю **Пр** и характеризуется передаточным отношением, определяемым коэффициентами  $K_1, K_2$ .

**ПНК** – **преобразователь «напряжение – код»**.

**ППЗУ** – **полупостоянное (перепрограммируемое) запоминающее устройство** – обеспечивает хранение поправочных коэффициентов для различных типов самолетов.

**Пр** – **преобразователь измерительного устройства** – содержит все элементы, участвующие в преобразовании перемещения подвижной детали в сигнал, пригодный для дистанционного измерения или управления (потенциометр и щетка, катушка индуктивности и сердечник и т.д.).

**ПУ** – **пульт управления** – обеспечивает выбор режимов работы, ввод магнитного склонения или заданного курса, ввод сигнала широтной коррекции, включение быстрой коррекции согласования в различных режимах коррекции и сигнализации работоспособности **БСКВ** и **ТКС**.

**ПЧ** – **подвижная часть** – предназначена для передачи движущего момента и характеризуется созданием и взаимодействием двух моментов (сил) – движущего и противодействующего.

**ПЧК** – **преобразователь «частота – код»**.

**ПЧН** – **преобразователь частоты в напряжение**.

**СВС** – система воздушных сигналов – предназначена для комплексного измерения высотно-скоростных параметров и централизованного снабжения ими различных потребителей.

**СД** – сельсин датчик.

**СИМ** – система измерения масла – предназначена для измерения объемного или массового количества масла на борту ВС.

**СИРТ** – система измерения расхода топлива – предназначена для измерения мгновенного расхода топлива по каждому двигателю и показаний суммарного запаса топлива на борту ВС.

**СП** – сельсин приемник.

**СХ** – измерительная схема – предназначена для воспроизведения сигнала, связанного с измеряемой величиной, до уровня, необходимого для создания движущего момента.

**ТВГ** – термометр выходящих газов.

**ТИС** – топливоизмерительная система – предназначена для измерения объемного или массового количества топлива (масла) на борту ВС.

**ТКС** – температурный коэффициент сопротивления.

**ТКС** – точная курсовая система – см. курсовая система.

**ТНВ** – термометр наружного воздуха.

**ТРД** – турбореактивный двигатель.

**ТЦТ** – термометр, измеряющий температуру цилиндров.

$\vec{T}$  – вектор напряженности – расположен по касательной к магнитным силовым линиям Земли;

**УК** – устройство контроля – обеспечивает сравнение измеряемых параметров по каждому подканалу, и в случае расхождения сигналов на определенное значение срабатывает логическая схема и снимает сигнал исправности отказавшего подканала;

**УМРТ** – указатель мгновенного расхода топлива – предназначен для определения расхода топлива по каждому двигателю в кг/ч.

**УМС** – комбинированный указатель числа  $M$  и скорости  $V$  – прибор в СВС с совмещенными вычислителями, в котором на основе аэрометрической теории и внешних параметров окружающей среды вычисляются значения числа  $M$  и истинной воздушной скорости  $V$ .

**УСЗТ** – указатель суммарного запаса топлива – прибор в топливоизмерительных системах, который показывает остаток суммарного запаса топлива на борту ВС.

**УСИМ** – комбинированный указатель приборной скорости  $V_{пр}$  и числа  $M$  – прибор в СВС с совмещенными вычислителями, в котором на основе аэрометрической теории и внешних параметров окружающей среды вычисляются значения числа  $M$  и приборной скорости  $V_{пр}$ .

**УСС** – усилитель следящей системы – усилитель, отслеживающий и усиливающий разницу значений входной измеряемой физической величины с выходным значением этой величины.

**УУ** – устройство управления – обеспечивает алгоритм вычисления высотно-скоростных параметров в СВС.

**УЧЭ** – упругий чувствительный элемент – мембранного, трубчато-пружинного или другого типа, в котором действующее давление пропорционально преобразуется в перемещение его подвижной части.

**ЧДР** – частотный датчик статического давления – преобразует частоту пропорционально величине давления  $P$ .

**ЧДР<sub>п</sub>** – частотный датчик полного давления – преобразует частоту пропорционально величине давления  $P_n$ .

**ЭДМУ** – электромеханический универсальный манометр давления – предназначен для измерения давления топлива и масла в диапазоне измерения  $0 \div 15$  МПа.

**ЭДС** – электродвижущая сила.

## СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Прилепский В.А. Авиационные приборы и информационно-измерительные системы : учеб. пособие. – Самара : Изд-во СГАУ, 2007. – Кн. 1.
2. Прилепский В.А., Прилепский И.В., Коптев В.Н. Информационный комплекс высотно-скоростных параметров летательных аппаратов [Электронный ресурс] : интерактив. лаб. практикум / реализация в среде КАДИС, интернет-версия О. П. Чегодаевой ; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева, Нац. исслед. ун-т. – Электрон. текстовые и граф. дан. – Самара, 2009. – 1 эл. опт. диск (CD-RW).
3. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы: учеб. для вузов / под ред. В. Г. Воробьева. – М.: Транспорт, 1992.
4. Воробьев В.Г., Зыль В.П., Кузнецов С.В. Комплексы цифрового пилотажно-навигационного оборудования. Ч. 1,2. – М.: МГТУГА, 1998.
5. Боднер В. А. Приборы первичной информации. – М.: Машиностроение, 1981.
6. ГОСТ 19186-81. Доски приборные кабин самолетов с двумя летчиками, введен с 01.07. 1981.
7. Самолет Ан-140 РТЭ. Руководство по технической документации: [Электронный ресурс]. Кн. 1 – 13. URL: <http://files.mail.ru/B44921F78DC542EBA185ED3773AE9447>.

Учебное издание

*Прилепский Василий Андреевич*

## **АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ**

*Учебное пособие*

Редактор Н.С. Купринова  
Доверстка Л.Р. Дмитриенко

Подписано в печать 17.10.2016. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 19,75.

Тираж 120 экз. Заказ . Арт. 20/2016.

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
имени академика С.П. КОРОЛЕВА»  
(Самарский университет)  
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

---

Изд-во Самарского университета. 443086 Самара, Московское шоссе, 34.



