

В. А. ПРИЛЕПСКИЙ

**АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ
И ИНФОРМАЦИОННО-
ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ**

2007



САМАРА

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

В. А. ПРИЛЕПСКИЙ

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ Книга 1

*Рекомендовано Президиумом Совета УМО
для межвузовского использования*

САМАРА
Издательство СГАУ
2007

УДК 681.2: 629.13(075.8)
ББК 68.53
П 76



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

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. И. Н Гусев
д-р техн. наук, проф. Л. М. Логвинов

Прилепский В.А.

П 76 **Авиационные приборы и информационно измерительные системы. Книга 1:** учеб. пособие / *В.А. Прилепский*. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. -231 с.: ил.

ISBN 978-5-788-0646-9

Кратко изложены основы, принципы измерений, построений и состав авиационных приборов и информационно-измерительных систем воздушных судов гражданской авиации. Особое внимание уделено методам измерения пилотажно-навигационных параметров и принципам работы приборов и систем. Пособие состоит из двух книг. Книга 1 посвящается в основном приборам и системам аналогового типа. Книга 2 посвящена информационному обмену в стандартах ARINC и др., цифровым измерительным системам и пилотажно-навигационным комплексам современных отечественных и зарубежных воздушных судов.

Предназначено для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальности "Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов".

УДК 681.2: 629.13(075.8)
ББК 68.53

ISBN 978-5-7883-0646-9

© В. А. Прилепский, 2007
© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

Оглавление

Предисловие	7
Введение	8
1 Принципы построения авиационных приборов и информационно-измерительных систем	10
1.1 Назначение и классификация авиационных приборов и информационно-измерительных систем (АПнИИС)	10
1.2 Основные характеристики авиационных приборов и информационно-измерительных систем	20
1.3 Установившиеся отклонения подвижной части	24
1.4 Неустановившееся отклонение подвижной части	26
1.5 Погрешности	30
1.6 Типовые измерительные схемы	35
1.7 Особенности информационных каналов	48
2 Авиационные приборы	53
2.1 Манометры	53
2.2 Деформационные манометры, погрешности и способы их компенсации	56
2.3 Электромеханические манометры	57
2.4 Частотные преобразователи давления	59
2.5 Авиационные термометры	61
2.6 Электрические термометры сопротивления	64
2.7 Термоэлектрические термометры	66
2.8 Погрешности термометров	69
2.9 Биметаллические термометры	70
2.10 Авиационные измерители частоты вращения (тахометры).	71
2.11 Магнитоиндукционные тахометры	72
2.12 Погрешности магнитоиндукционных тахометров	76
2.13 Тахогенераторы постоянного и переменного тока	77
3 Информационно-измерительные системы	78
3.1 Топливомеры (масломеры)	78
3.2 Поплавковые электромеханические топливомеры	79
3.3 Поплавковый электромеханический топливомер с герконами	80

3.4 Электроёмкостные топливомеры	81
3.5 Система программного управления и измерения топлива СПУТ	84
3.6 Схема измерения суммарного запаса топлива	87
3.7 Система управления и измерения топлива СУИТ	88
3.8 Топливомеры с вычислителем	90
3.9 Автоматы выравнивания (центровки)	91
3.10 Системы программного управления расходом топлива	93
3.11 Погрешности электроёмкостных ТИС	94
3.12 Измерение расхода топлива	95
3.13 Турбинный преобразователь расхода топлива	96
3.14 Система измерения расхода топлива СИРТ1-2Т	99
3.15 Погрешности расходомеров и счетчиков количества топлива	101
3.16 Измерители вибрации	102
3.17 Погрешности измерителей вибрации	106
3.18 Указатели заданного положения	107
3.19 Измерители высоты полета. Общая теория	108
3.20 Механические высотометры	110
3.21 Электромеханические высотометры	112
3.22 Корректор – задатчик высоты типа КЗВ	115
3.23 Измерители индикаторной скорости	117
3.24 Измерители истинной воздушной скорости и числа М	120
3.25 Измерители вертикальной скорости	123
3.26 Измерители углов атаки и скольжения	125
3.27 Приёмники воздушных давлений	127
4 Комплексные измерители высотно-скоростных параметров	131
4.1 Системы воздушных сигналов. Общие сведения	131
4.2 Системы СВС с вычислительными устройствами, совмещенными с указателями	134
4.3 Комбинированный указатель числа М и скорости V (УМС)	135
4.4 Указатель температуры Т наружного воздуха	138

4.5 Погрешности и особенности технического обслуживания аналоговых СВС	139	6.2.1 Одноосный силовой гиостабилизатор	185
4.6 Системы СВС с цифровым вычислителем	140	6.2.2 Центральная гиовертикаль (ЦГВ)	186
4.7 Приборное оборудование сигнализации критических режимов полета	143	6.2.3 Малогабаритная гиовертикаль (МГВ)	188
4.7.1 Автомат углов атаки и перегрузок (АУАСП)	143	6.3 Измерители курса	189
4.7.2 Система сигнализации опасной скорости V в кр приближения самолета с землей (ССОС – рис. 4.10)	145	6.4 Магнитные компасы	190
4.8 Информационные комплексы высотно-скоростных параметров (ИКВСП)	147	6.5 Индукционные датчики магнитного курса	192
4.8.1 Одноканальный комплекс высотно-скоростных параметров (рис. 4.11)	147	6.6 Гиropolукомпасы	193
4.8.2 Информационный комплекс высотно-скоростных параметров с тремя СВС (рис. 4.12)	149	6.7 Астрономические компасы	196
5 Гироскоп	152	6.8 Курсовые системы.	201
5.1 Основы прикладной теории гироскопа	152	6.8.1 Принципы комплексирования	201
5.2 Элементы гироскопических приборов и систем	155	6.8.2 Работа курсовой системы в режиме ГПК	201
5.3 Корректирующие устройства	160	6.8.3 Режим магнитной коррекции	203
5.4 Кинематическая схема горизонтальной коррекции главной оси трехстепенного гироскопа	162	6.8.4 Курсовая система ТКС-П в режиме “МК”	204
5.5 Кинематическая схема коррекции по направлению вертикали места	163	6.8.5 Режим астрономической коррекции (АК)	205
5.6 Индукционный датчик	164	6.8.6 Погрешности курсовых систем	205
5.7 Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана	167	6.8.7 Точная курсовая система типа ТКС-П2	206
5.8 Демпфирующие устройства	169	6.8.8 Базовая система курса и вертикали (БСКВ)	207
5.9 Устройства для съема результатов измерений	170	7 Навигационные системы счисления	211
5.10 Арретирующие устройства	172	7.1 Методы навигации	211
5.11 Демпфирующие гироскопы	173	7.2 Алгоритмы работы систем счисления пути	212
5.12 Выключатели коррекции	176	7.3 Структура и функциональные схемы навигационных систем счисления пути.	217
6 Приборы и датчики углов крена, тангажа и курса	179	7.3.1 Аэрометрическая система счисления пути	217
6.1 Авиагоризонты на основе трёхстепенного гироскопа	179	7.3.2 Доплеровская система счисления пути	219
6.2 Гиовертикали с силовой гироскопической стабилизацией	185	7.3.3 Воздушно-доплеровская система счисления пути	219
		7.4 Датчики линейных ускорений	221
		7.5 Инерциальные системы	224
		7.5.1 Физические принципы инерциальной навигации	224
		7.5.2 Принципы действия и основные структурные схемы инерциальных навигационных систем ИНС	225
		7.5.3 Погрешности ИНС	229
		Литература	230

ПРЕДИСЛОВИЕ

Учебное пособие написано в соответствии с программой курса "Авиационные приборы и информационно-измерительные системы", составленной на основании образовательных государственных стандартов направления 652700 "Испытание и эксплуатация авиационной и ракетно-космической техники" и учебных планов специальности 131000.

Пособие состоит из двух книг. Первая посвящена основам построения авиационных приборов и информационно-измерительных систем, основам теории принципов измерения, действия, состава и особенностей технического обслуживания авиационных приборов и пилотажно-навигационных комплексов воздушных судов отечественной и зарубежной гражданской авиации. Содержание второй книги посвящено информационному обмену в стандарте ARINC-429, цифровым измерительным системам и пилотажно-навигационным комплексам современных воздушных судов.

Целью настоящего пособия является оказание помощи студентам, изучающим данный курс по очной форме обучения.

ВВЕДЕНИЕ

Увеличивающаяся сложность авиационных систем, их интеллектуализация, и в том числе на уровне датчиков и исполнительных механизмов, требуют нового подхода к изучению всего комплекса авиационного оборудования с учетом переработки методических материалов в соответствии с новыми требованиями образовательных государственных стандартов и учебных планов.

Авиационные приборы и информационно-измерительные системы являются средством взаимодействия всего комплекса бортового оборудования и обеспечивают измерительной информацией, формируя и поставляя непрерывно тысячи параметров пилотажно-навигационному комплексу, исполнительным механизмам, следящим системам и др. потребителям, включая приборное оборудование и системы электронной индикации кабины экипажа ВС. "Наука начинается с тех пор, как начинают измерять... Точная наука немислима без меры" - говорил русский ученый Д.И. Менделеев.

Современное состояние авиационной измерительной техники характеризуется широким применением цифровых методов обработки информации, хотя датчики и первичные преобразователи взаимодействуют с аналоговыми величинами различной физической природы. Поэтому в первой книге большое внимание уделяется первичным датчикам и преобразователям различных аналоговых величин в электрические, точность измерения и преобразования в которых существенно зависит от метода, способа и средства достижения требуемых метрологических характеристик. Преобразование сигнала аналоговой измерительной информации в цифровой

код и передача его по информационным каналам до потребителя практически не имеет искажений, поэтому особое внимание уделено анализу методических и инструментальных погрешностей аналоговых систем.

В первой книге кратко, но в соответствии с учебным планом специальности "Техническая эксплуатация авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов", рассмотрены все разделы рабочей программы этой специальности; вторая книга дополняет разделы первой книги на основе изучения современных цифровых систем передачи и обработки информации, протоколов обмена информацией и способов управления исполнительными механизмами, а также подробно рассмотрены вопросы электронных средств комплексной индикации навигационной обстановки.

1 Принципы построения авиационных приборов и информационно – измерительных систем

1.1 Назначение и классификация авиационных приборов и информационно – измерительных систем (АПиИИС)

АПиИИС являются техническими средствами для дистанционного ввода сигналов измерительной информации от датчиков различного назначения в навигационно-вычислительные приборы, приборы управления и визуальной индикации и обеспечивают измерение большого числа параметров, характеризующий общий режим полета самолета, а также контроль режимов работы силовых установок, параметров окружающей среды и т.п.

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

Высоты различают как абсолютную (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.

На рис.1.1 изображена система координат $Ox_dY_dZ_d$, которая движется поступательно с центром масс самолета относительно системы отсчета $O_0X_0Y_0Z_0$.

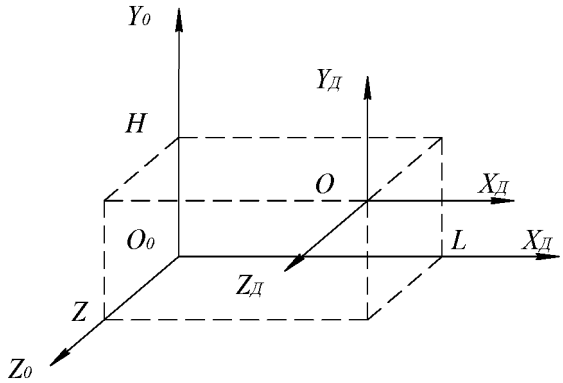


Рис. 1.1 – Система координат

Угловое положение самолета в пространстве определяется угловыми координатами $\Delta\psi$, v , γ . При этом вводится связанная система координат $O_dX_dY_dZ_d$, в которой ось O_dX_d направлена по продольной оси самолета, O_dY_d – вертикально вверх, O_dZ_d – в сторону правого крыла (рис.1.2).

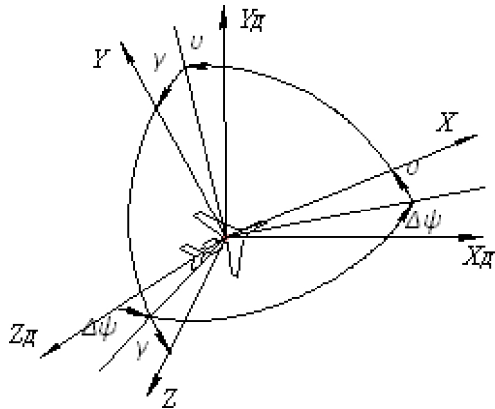


Рис. 1.2 – Система координат

$\Delta\psi$, v , γ – углы Эйлера.

угол $\Delta\psi$ – между осью O_dX_d и проекцией связанной оси O_dX_d на горизонтальную плоскость $X_dO_dZ_d$ называется углом рыскания.

угол v – между осью O_dX_d и горизонтальной плоскостью называется углом тангажа.

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

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

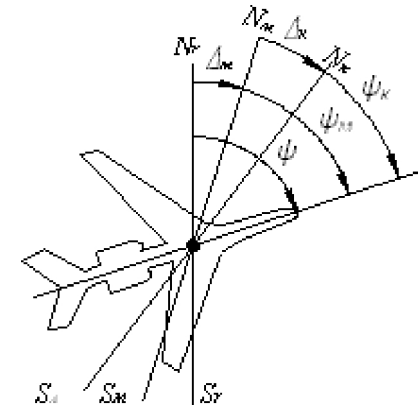


Рис. 1.3 – Система координат

ψ – истинный курс (географический);

ψ_m – магнитный курс (отличается от истинного на величину магнитного склонения Δ_m);

ψ_k – компасный курс (отличается от магнитного на величину магнитной девиации Δ_k).

Кроме линейных (H , L , Z) и угловых ($\Delta\psi$, v , γ , ψ) координат используется скоростная система координат $O_dX_aY_aZ_a$ 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.1.4).

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

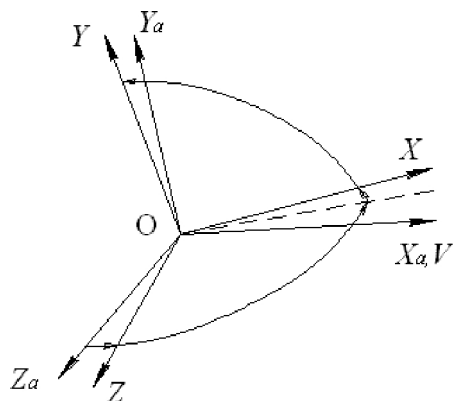


Рис. 1.4 – Система координат

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

Угол β 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 $G_{уд.т.}$, 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

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПАРАМЕТРЫ			
Наименование параметра	Обозначение	Применяемый измеритель	
Углы:			
- рыскания	$\Delta\psi$	Гирополукомпас, курсовая система	
- тангажа	ν	Авиагоризонт, гировертикаль	
- крена	γ	Авиагоризонт, гировертикаль	
- курса	$\psi, \psi_M, \psi_K, \psi_0$	Гироиндукционный 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	$H, H_{гор}, H_{нет}$	Корректор задатчик высоты, система воздушных сигналов	
Боковое отклонение	Z	Автоматическое навигационное устройство, навигационное вычислительное устройство	
Пройденное расстояние	L		
Вертикальная скорость	V_v	Вариометр, дифференцирующее устройство	

Продолжение таблицы 1

Угол атаки	α	Датчик угла атаки
скольжения	β	Датчик угла скольжения
Угловая скорость	ω	Датчик угловой скорости
Угловое ускорение	$\dot{\omega}$	Дифференцирующее устройство
Линейное ускорение	j	Датчик линейных ускорений
Угол сноса	β_c	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
Перегрузка	n_n	Датчик перегрузок
ПАРАМЕТРЫ РЕЖИМОВ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК		
Частота вращения	n	Измеритель частоты вращения (тахометр)
Температура в двигателе:		Термометры
- перед турбиной	T_3	
- за турбиной	T_4	
- масла	T_M	
- воздуха	T_B	
Давление в двигателе:		Манометры
- топлива	P_T	
- масла	P_M	
- за компрессором	P_K	
- в воздухозаборнике	P_{BP}	
Перепад давления на турбине	ε_T	Дифманометр
Расход топлива:		Расходомеры
- основного	G_T	
- форсажного	G_Φ	
Количество топлива в баках:		Топливомеры
- объемное	V_T	
- весовое	Q_T	
Крутящий момент	M_{KP}	Манометр
Тяга двигателя	P_T	Измеритель тяги
Амплитуда вибрации	a_B	Аппаратура для измерения параметров вибрации
Частота вибрации	f_B	

Продолжение таблицы 1

ПАРАМЕТРЫ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ		
Параметры атмосферы:		
- плотность	ρ	Плотномеры
- относительная плотность	Δp	
- температура	T	Термометр
- давление	P	Манометр (барометр)
- влажность	χ	Гигрометр
- скорость ветра	W	Измеритель скорости

АПиИИС можно классифицировать по назначению, принципу действия, дистанционности и способу воспроизведения измеряемой величины.

По назначению АПиИИС подразделяет на:

- пилотажно-навигационные приборы и системы;
- приборы контроля работы силовых установок;
- приборы для измерения параметров окружающей среды;
- приборы контроля за работой отдельных систем и агрегатов самолета.

По принципу действия приборы могут быть механическими, электрическими, пневматическими, гидравлическими, оптическими, а также комбинированными, например, электромеханическими.

По способу управления приборы разделяется на дистанционные и не дистанционные.

Для дистанционных приборов характерно наличие каналов связи, соединяющих разнесенные на некоторое расстояние датчик и индикатор. На современных самолетах применяются цифровые каналы связи с коммутаторами и вычислительными комплексами. Линии связи также могут быть механическими, электрическими, гидравлическими, пневматическими.

По способу воспроизведения измеряемой величины приборы могут быть:

- с непосредственной выдачей информации;
- регистрирующими;
- с измерительными преобразователями.

Приборы с непосредственной выдачей информации подразделяются на:

- приборы с индикацией информации в виде цифровых и аналоговых данных;
- приборы с выдачей изображения в виде силуэта самолета, карты расположения наблюдаемых объектов и т.п.;
- приборы, выдающие информацию в виде световых табло с надписями;
- приборы, выдающие информацию в виде светового сигнала.

Регистрирующие приборы фиксируют информацию непрерывно на бумаге, магнитных лентах или дискретно, с помощью печатающего устройства.

Измерительный преобразователь обеспечивает преобразование некоторой входной величины $x(t)$ в выходную величину $y(t)$ другого вида, более удобную для дальнейшего использования и обработки.

Значительную часть информационно – измерительных систем составляют приборы, датчики и системы угловых и линейных перемещений, так например, измерения и передача угловых величин от гиросчувствительных агрегатов, датчиков магнитного курса, органов управления летчика и от выходных поворотных элементов цифро-аналоговых устройств, приборов управления, а также от датчиков связей рулевых приводов.

В связи с многообразием информационно – измерительных систем целесообразно классифицировать их по следующим признакам:

- диапазон изменения входной величины;
- количество проводов и вид канала связи;
- вид электрического сигнала и его параметра, являющегося носителем измерительной информации.

АПИИИС в процессе летной эксплуатации подвергаются значительным внешним воздействиям: изменению температуры от $+60\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$; 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 пере-

грузка n_B , т.е. отношение максимального ускорения при вибрации к ускорению свободного падения в отдельных случаях достигает до 10; влажности до 100%, а также воздействию сетевых радиопомех, магнитных и электростатических полей, радиационного излучения, морского тумана, плесневых грибов, и т.д. При проектировании и эксплуатации ВС его тактико-технические параметры, приборы и информационные измерительные системы ориентируют на стандартную атмосферу (рис. 1.5, табл. 2).

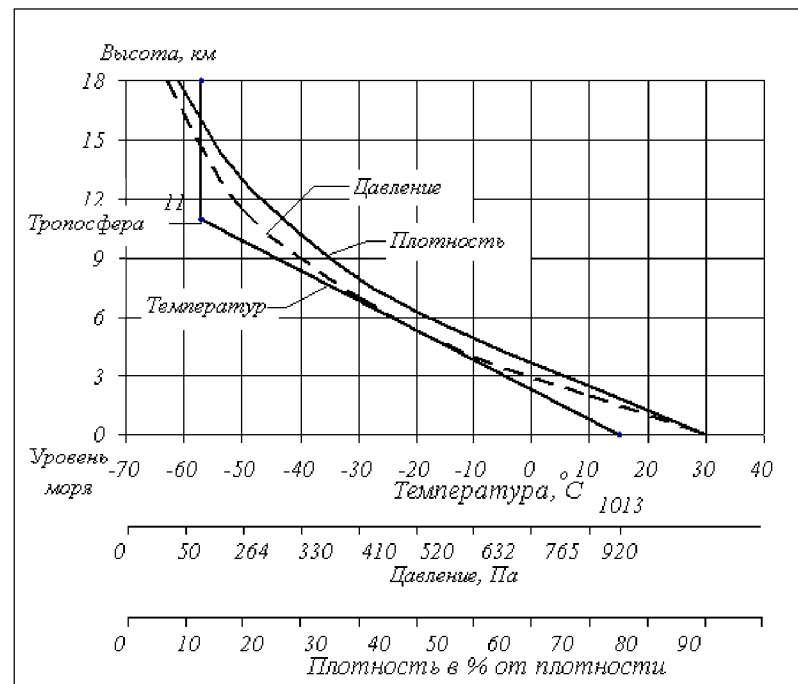


Рис. 1.5 Стандартная атмосфера

Тяжелые условия эксплуатации АПИИИС накладывают особые требования к надежности и точности их функционирования.

Параметры стандартной атмосферы						
Ft	Высота h км	Температура		Давление		Плотность kg/m ³
		t °C	T K	N/m ² Pa	mbar h Pa	
	-0,2	16,30	289,46	103750	1037,51	1,2487
	-0,1	15,65	288,81	102532	1025,32	1,2368
0	0	15,00	288,16	101 325	1013,25	1,2250
1640	0,1	14,35	287,51	100130	1001,29	1,2133
	0,2	13,70	286,56	98945	989,45	1,2017
	0,3	13,05	286,21	97772	977,73	1,1901
	0,4	12,40	285,56	96611	966,11	1,1787
	0,5	11,75	284,91	95461	954,61	1,1673
3280	0,6	11,10	284,26	94321	943,22	1,1560
	0,7	10,45	283,61	93194	931,94	1,1448
	0,8	9,80	282,96	92077	920,76	1,1337
	0,9	9,15	282,31	90970	909,70	1,1226
	1,0	8,50	281,66	89874	898,74	1,1117
6560	1,2	7,20	280,36	87716	877,15	1,0900
	1,4	5,90	278,06	85598	855,99	1,0686
	1,6	4,60	277,76	83523	835,23	1,0476
	1,8	3,30	276,46	81489	814,89	1,0269
	2,0	2,00	275,16	79495	794,95	1,0065
9840	2,2	0,70	273,06	77541	775,41	0,9864
	2,4	-0,60	272,56	75626	756,26	0,9666
	2,6	-1,90	271,26	73749	737,49	0,9472
	2,8	-3,20	269,96	71910	719,10	0,9280
	3,0	-4,50	268,66	70109	701,08	0,9091
13120	3,2	-5,80	267,36	68344	683,44	0,8905
	3,4	-7,10	266,06	66615	666,15	0,8723
	3,6	-8,40	264,76	64922	649,22	0,8543
	3,8	-9,70	263,46	63264	632,64	0,8366
	4,0	-11,00	262,16	61640	616,40	0,8191

19680	4,5	-14,25	258,91	57728	577,28	0,7768
	5,0	-17,50	255,66	54020	540,20	0,7361
	5,5	-20,75	252,41	50506	505,07	0,6971
	6,0	-24,00	249,16	47181	471,81	0,6597
26240	6,5	-27,25	245,91	44035	440,35	0,6239
	7,0	-30,50	242,66	41060	410,61	0,5895
	7,5	-33,75	239,41	38251	382,51	0,5566
	8,0	-37,00	236,16	35600	356,00	0,5252
32800	8,5	-40,35	232,91	33099	330,99	0,4951
	9,0	-43,50	229,66	30742	307,42	0,4663
	9,5	-46,75	226,41	28524	285,23	0,4389
	10,0	-50,00	223,16	26436	264,36	0,41271
39360	10,5	-53,25	219,91	24474	224,74	0,3877
	11,0	-56,50	216,66	22632	226,32	0,3639
	12,0	-56,50	216,66	19331	193,30	0,3108
45920	13,0	-56,50	216,66	16510	165,10	0,2655
	14,0	-56,50	216,66	14102	141,02	0,2268
52500	15,0	-56,50	216,66	12045	120,45	0,1937
	16,0	-56,50	216,66	10287	102,87	0,1654
59000	17,0	-56,50	216,66	8787	87,87	0,1413
	18,0	-56,50	216,66	7505	75,05	0,1207
65600	19,0	-56,50	216,66	6410	64,10	0,1031
	20,0	-56,50	216,66	5475	54,75	0,08803

1.2 Основные характеристики авиационных приборов и информационно - измерительных систем

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_{OY} т.е. значение измеряемой величины, определяемое по отчетному устройству, ведется по шкале и по отклонению указателя:

$$A_{OY} = ad_{шк}, d_{шк} = \alpha_{OY} = f(A), \quad (1.1)$$

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

d – отклонение указателя в делениях шкалы;

α_{OY} – отклонение указателя в единицах угловых (линейных) перемещений.

Зависимость $\alpha_{OY} = f(A)$, 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.

$$\left. \begin{aligned} M_{дв} &= f_d(A_{пч}) \approx f(A) \\ P_{дв} &= (A_{пч}) \approx f(A) \end{aligned} \right\} \quad (1.2)$$

Зависимость $M_{дв} = f_d(A)$ называется уравнением принципа действия прибора или датчика.

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

$$M = f_M(\alpha_{пч}); P = f_P(\alpha_{пч}). \quad (1.3)$$

В положении равновесия, соответствующего отсчету по шкале моменты равны:

$$M_{дв} = M, \text{ т.е. } f_d(A) = f_d(\alpha_{пч}),$$

отсюда

$$\alpha_{пч} = f(A), \quad (1.4)$$

определяет характеристический параметр ПЧ.

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

Для прибора отклонение равно:

$$\alpha_{OY} = K_1 K_2 \alpha_{пч}. \quad (1.5)$$

Для датчика отклонение равно:

$$\alpha_{пр} = K_1 K_2 \alpha_{пч}. \quad (1.6)$$

где K_1 – постоянный передаточный коэффициент;

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

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

Измерительная схема охватывает все звенья электрической схемы, которые участвуют в воспроизведении сигнала, связанного с измеряемой величиной и дающего величину АПЧ, необходимую для создания движущего момента.

Выходной параметр схемы Π_{CX} является величиной, определяющей перемещение ПЧ

$$\Pi_{CX} = A_{ПЧ} = f_{CX}(A).$$

В общем случае

$$\Pi_{CX} = f(\Pi_{\Pi}, \Pi_{\Pi P}) = f(A_1, A_2, \dots), \quad (1.7)$$

где $\Pi_{\Pi P}$, Π_{Π} – выходные параметры ФЭ 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 ПЧ в сигнал, пригодный для дистанционного измерения или управления (потенциометр и щетка, катушка индуктивности и сердечник и т.д.). В общем случае выходной параметр преобразователя равен:

$$\Pi_{\Pi P} = K_{\Pi P} \alpha_{\Pi P} = f(\alpha_{\Pi P}) = f(A_P), \quad (1.8)$$

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

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

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

$$\Pi_{\Pi} = f_{\Pi}(A). \quad (1.9)$$

Приемники делятся на две группы:

1. Параметрические приемники, в которых измеряемая величина вызывает изменение свойств или электрических параметров, для измерения

которых требуется источник тока (терморезисторы, фоторезисторы, тензорезисторы).

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

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

Ротор двигателя вращается и перемещает ФЭ ΠP , при этом обороты двигателя несут зависимость:

$$n_D = f(A_{i+1} - A_i) = f(A). \quad (1.10)$$

1.3 Установившиеся отклонения подвижной части

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

$$M_{уст} = M_{дв} - M, \quad (1.11)$$

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. 1.6):

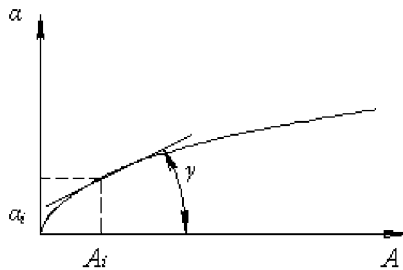


Рис. 1.6 – Статическая характеристика измерительного устройства

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

$$S = \lim \frac{\Delta\alpha}{\Delta A} = \frac{m_\alpha}{m_A} \operatorname{tg} \gamma = \frac{d\alpha}{dA}, \quad (1.12)$$

где γ – угол наклона касательной к характеристике;

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

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

Чувствительность подвижной части согласно формуле (1.12) будет:

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

Чувствительность приемника аналогично:

$$S_{П} = \frac{d\Pi_n}{dA}.$$

Чувствительность преобразователя:

$$S_{ПП} = \frac{d\Pi_{пп}}{dA}.$$

Чувствительность измерительной схемы:

$$S_{СХ} = \frac{dA_{мч}}{d\Pi_n}; S_{СХ} = \frac{dA_{мч}}{dA_{пп}}.$$

Качество подвижной части $ПЧ$ характеризует удельный устанавливающий момент:

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

В общем случае:

$$M_{у.уст} = \frac{dM_{оэ}}{d\alpha} - \frac{dM}{d\alpha}. \quad (1.13)$$

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

1.4 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:

$$J \frac{d^2\alpha}{dt^2} + K \frac{d\alpha}{dt} + C_1\alpha \pm M_T = M_{дв}, \quad (1.14)$$

где J – момент инерции $ПЧ$, учитывающий совокупное действие всех инерционных масс, приведенных к оси вращения $ПЧ$;

K – коэффициент демпфирования;

C_1 – приведенная угловая жесткость;

M_T – момент трения в опорах $ПЧ$;

$M_{ДВ} = f_{Д}(A, \alpha)$ – движущий момент;

$J \frac{d^2 \alpha}{dt^2}$ – характеризует динамику реагирования (ускорения) ПЧ на

воздействия измеряемой величины;

$K \frac{d\alpha}{dt}$ – момент демпфирования, характеризует способность успо-

коения ПЧ в переходной период;

$C_1 \alpha$ – характеризует крутизну характеристики в переходный период;

M_T – момент трения постоянный, не зависящий от α , поэтому им можно пренебречь.

Так как $M_{ДВ} = K_A A$, получим:

$$J \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + K \frac{d\alpha}{dt} + C_1 \alpha = K_A A = M_{ДВ}. \quad (1.15)$$

Отсюда:

$$\alpha = \frac{M_{ДВ}}{C_1} - \frac{J}{C_1} \frac{d^2 \alpha}{dt^2} - \frac{K}{C_1} \frac{d\alpha}{dt}. \quad (1.16)$$

В установившемся режиме:

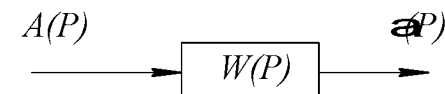
$$\alpha = \frac{M_{ДВ}}{C_1}.$$

При движении динамическая погрешность равна:

$$\Delta_{дин} = - \frac{J d^2 \alpha}{C_1 dt^2} - \frac{K d\alpha}{C_1 dt}, \quad (1.17)$$

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

Для исследования поведения измерительного устройства при воздействии измеряемого параметра необходимо знать передаточные функции ФЭ.



Передаточные функции

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 α_c . При этом $M_{ДВ} = 0$ и уравнение (1.14) примет вид:

$$J \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + K \frac{d\alpha}{dt} + C_1 \alpha = 0, \quad (1.18)$$

а его характеристическое уравнение:

$$Jx^2 + Kx + C_1 = 0.$$

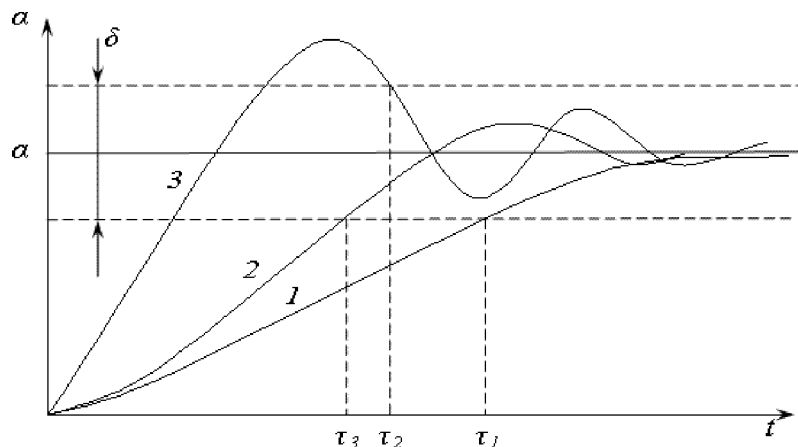


Рис. 1.7 – Графики переходных процессов

- 1 – аperiодический;
- 2 – колебательный;
- 3 – аperiодический (критический);
- δ – допустимая зона измерений;
- τ – время в течении которого ПЧ достигнет положения равновесия.

Решая это уравнение, и введя величину

$$\beta = \frac{K}{2\sqrt{C_1 J}},$$

называемую степенью успокоения, получим три вида возможных переходных процессов:

- $\beta > 1$ – аperiодический характер движения;
- $\beta < 1$ – колебательный характер движения;
- $\beta = 1$ – аperiодический, критический характер движения.

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

Графики этих переходных процессов имеют вид (рис. 1.7):

1.5 Погрешности

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 размерности погрешности различают: абсолютные, относительные, приведенные относительные.

Абсолютная погрешность – это разность Δ_a между показанием A_{0V} прибора и истинным значением A измеряемой величины:

$$\Delta_{\alpha} = A_{OY} - A .$$

Относительная погрешность – это отношение абсолютной погрешности измерительного прибора к текущему значению измеряемой величины.

Приведенная относительная погрешность – это отношение абсолютной погрешности измерительного прибора к его нормирующему значению (верхнему пределу измерений, диапазону измерений, длине шкалы).

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 средства измерения присваиваются классы точности, выбираемые из ряда $K = [1; 1,5; 2,0; 3,0; 4,0; 5,0; 6,0] \cdot 10^n$,

где $n = 1; 0; -1; -2; \dots$

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

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

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

По закономерности появления погрешности могут быть случайными и систематическими.

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

$$\tilde{\Delta} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \Delta_i , \tag{1.19}$$

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

Δ_i – i -я реализация (отсчет) по OY .

$$\tilde{\sigma}(\Delta) = \sqrt{\frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^m (\tilde{\Delta}_i - M[\Delta])^2} , \tag{1.20}$$

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

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

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

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 действия;
- не учет других внешних факторов, не связанных с конструкцией, но влияющих на показание прибора.

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

$$M_{дв} = f_d(A, D, C, \dots, N) = f_M(\alpha) , \tag{1.21}$$

откуда:

$$\alpha = f_{\alpha}(A, D, C, \dots, N) . \tag{1.22}$$

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:

$$\Delta_M \alpha = \frac{f_\alpha}{D} \Delta D + \frac{f_\alpha}{C} \Delta C + \dots + \frac{f_\alpha}{N} \Delta N. \quad (1.23)$$

Методическая погрешность зависит не только от величины приращений, но и от характера зависимости функции f_α от параметров, т.е.:

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

Наиболее общим методом уменьшения методических погрешностей, также широко применяемым и для компенсации других погрешностей, является введение в измерительный прибор устройств, подающих дополнительные корректирующие сигналы, пропорциональные величинам $\Delta D, \Delta C, \dots, \Delta N$:

$$-K_D \Delta D; -K_C \Delta C; \dots -K_N \Delta N. \quad (1.24)$$

При введении таких корректирующих сигналов отклонение ПЧ равно:

$$\alpha_{\text{ТОЧН}} = f(A, D_0, C_0, \dots, N_0) + \left(\frac{f_\alpha}{D} - K_D \right) \Delta D + \dots \quad (1.25)$$

$$\dots \left(\frac{f_\alpha}{C} - K_C \right) \Delta C + \left(\frac{f_\alpha}{N} \right) \Delta N,$$

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

Для полной компенсации методической погрешности необходимо удовлетворить условиям:

$$K_D = \frac{\partial f_\alpha}{\partial D}, K_C = \frac{\partial f_\alpha}{\partial C}, \dots, K_N = \frac{\partial f_\alpha}{\partial N}. \quad (1.26)$$

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:

$$\alpha = f_\alpha(M_{ДВ}, M) = f_\alpha(A, B, L, T, P, E, G, \dots), \quad (1.27)$$

где B – магнитная индукция магнита электрических приборов;

L – линейные размеры частей измерительного механизма;

T – температура;

P – усилия, возникающие от внешних факторов;

E – модуль упругости материалов различных деталей;

G – масса подвижной части.

Полный дифференциал величины α равен:

$$\partial \alpha = \frac{\partial f_\alpha}{\partial B} dB + \frac{\partial f_\alpha}{\partial L} dL + \frac{\partial f_\alpha}{\partial T} dT + \dots, \quad (1.28)$$

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.).

1.6 Типовые измерительные схемы

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

Характеристический параметр:

$$R_{\text{ИП}} = R_{\text{ИП}} = R_0 K,$$

где $R_{\text{ИП}}$ – сопротивление пропорциональное перемещению щетки преобразователя;

R_0 – общее сопротивление преобразователя;

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

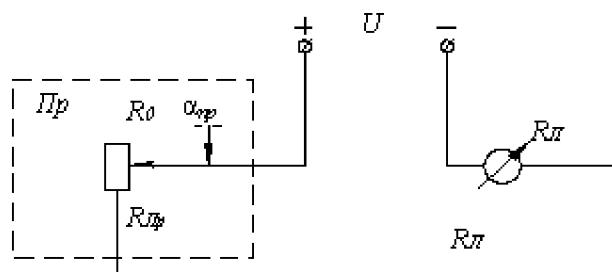


Рис. 1.8 – Схема последовательного включения прибора

Ток протекающий по рамке прибора:

$$I = \frac{U}{R_{\text{ИП}} + R_{\text{Л}} + R_{\text{И}}}, \quad (1.29)$$

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

$R_{\text{И}}$ – сопротивление измерительного прибора;

Угол отклонения ИЧ прибора равен:

$$\alpha_{\text{ИЧ}} = \frac{K_{\text{И}}}{C_1} \cdot I = \frac{K_{\text{И}}}{C_1} \cdot \frac{U}{R_{\text{ИП}} + R_{\text{Л}} + R_{\text{И}}}, \quad (1.30)$$

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

C_1 – коэффициент жесткости пружины.

Таким образом, показания прибора зависят не только от изменения $R_{\text{ИП}}$, но и от $U_{\text{И}}$, $R_{\text{Л}}$, $R_{\text{И}}$.

Т.е. для уменьшения погрешности необходимо стабилизировать $U_{\text{И}}$ и $(R_{\text{Л}} + R_{\text{И}}) \ll R_{\text{ИП}}$.

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

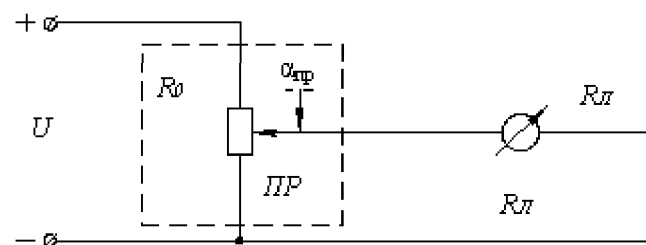


Рис. 1.9 – Схема параллельного включения прибора

Эквивалентная схема (рис.1.10):

$$R_1 = R_0 - R_{\text{ИП}};$$

$$\frac{U}{U_{\text{И}}} = \frac{R_{\Sigma}}{R_{\Sigma_{\text{И}}}}; \quad U_{\text{И}} = U \cdot \frac{R_{\Sigma_{\text{И}}}}{R_{\Sigma}};$$

$$R_d = R_{\text{ИП}} + \frac{R_1 \cdot R_{\text{И}}}{R_1 + R_{\text{И}}} = \frac{R_{\text{ИП}}(R_1 + R_{\text{И}}) + R_1 \cdot R_{\text{И}}}{R_1 + R_{\text{И}}};$$

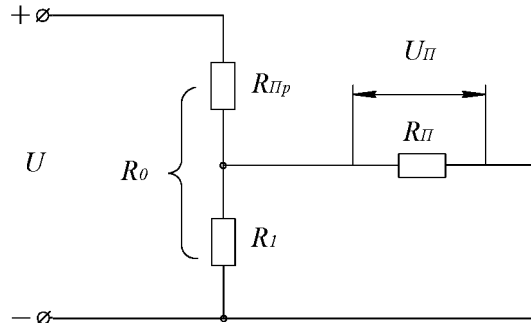


Рис. 1.10 – Эквивалентная схема

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

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

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

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

Поделим на $R_{II} \cdot R_{II}$:

$$U_{II} = U \frac{\frac{R_0 - R_{II}}{R_{II}}}{\frac{R_0 - R_{II}}{R_{II}} + \frac{R_0}{R_{II}}} = U \frac{(R_0 - R_{II})R_{II}}{R_{II}(R_0 - R_{II}) + R_0 R_{II}}. \quad (1.31)$$

Ток, протекающий по прибору равен:

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

Отклонение ПЧ равно:

$$\alpha_{ПЧ} = \frac{K_{II}}{C_1} \cdot I = \frac{K_{II}}{C_1} \cdot \frac{U \cdot (R_0 - R_{II})}{R_{II}(R_0 - R_{II}) + R_0 \cdot R_{II}}, \quad (1.32)$$

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

$$\alpha_{ПЧ} = \frac{K_{II}}{C_1} \cdot \frac{U}{R_{II}}. \quad (1.33)$$

Чувствительность очень хорошая и зависит от R_{II} .

При $R_{II} \gg R_0$, $\alpha_{ПЧ} = \frac{K_{II}}{C_1} = \frac{U}{R_{II}}$ – слабо чувствительная измерительная схема преобразователя с прибором.

3. Схема делителя напряжения с включением логметра (рис. 1.11).

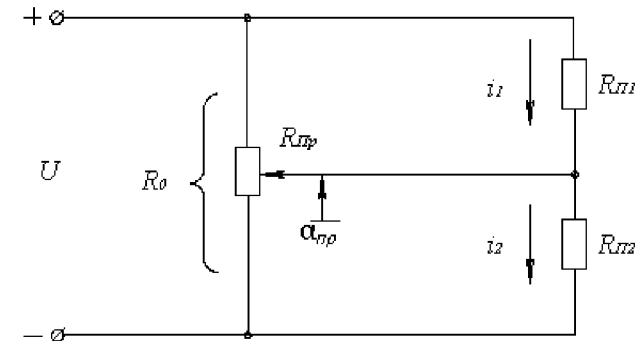


Рис. 1.11 – Схема делителя напряжения с включением логметра

Делитель образуется сопротивлениями R_{IIp} и $R_0 - R_{IIp}$, напряжение с которого подается на катушки логметра, обладающие сопротивлениями R_{II1} и R_{II2} . Показания логметра пропорциональны отношению токов в катушках. Полагаем, что $R_{II1} = R_{II2} = R_{II}$, получим:

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{\frac{R_{IIp} \cdot R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}}}{\frac{(R_0 - R_{IIp}) \cdot R_{II}}{(R_0 - R_{IIp}) + R_{II}}} = \frac{R_{IIp}}{R_0 - R_{IIp}} \cdot \frac{(R_0 - R_{IIp}) + R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}}. \quad (1.34)$$

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

чим:

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

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

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{K \left[\frac{R_0}{R_{II}} (1 - K) + 1 \right]}{(1 - K) \left(\frac{R_0}{R_{II}} \cdot K + 1 \right)}. \quad (1.35)$$

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

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{K}{1 - K}. \quad (1.36)$$

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

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

$$\frac{i_1}{i_2} = \frac{(R_0 - R_{IIp}) + R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}} = \frac{R_0 \cdot (1 - K) + R_{II}}{R_{IIp} + R_{II}}. \quad (1.37)$$

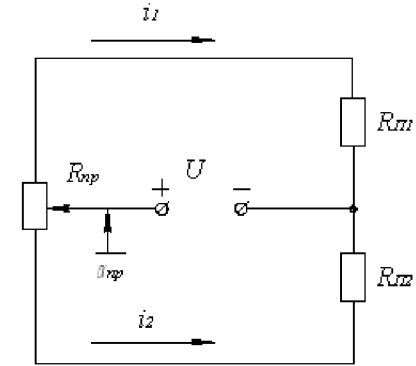


Рис. 1.12 Схема делителя тока с включением логометра

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.

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

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

$$i_{II} = U \frac{R_1 R_{IIp} - R_2 R_3}{R_{II} (R_1 + R_2) (R_3 + R_{IIp}) + R_1 R_2 (R_3 + R_{IIp}) + \frac{-R_2 R_3}{+R_3 R_{IIp} (R_1 + R_2)}}. \quad (1.38)$$

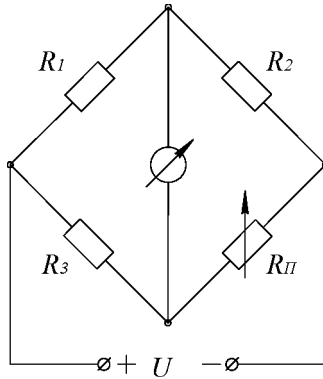


Рис. 1.13 – Мостовая схема постоянного тока

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

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:

$$S_i = \frac{\Delta i_n}{\left(\frac{\Delta R_{np}}{R_{np}}\right)} = \frac{\Delta i_n}{\mathcal{E}}. \quad (1.39)$$

По напряжению:

$$S = \frac{\Delta i_n R_n}{\left(\frac{\Delta R_{np}}{R_{np}}\right)} = \frac{\Delta U_n}{\mathcal{E}}, \quad (1.40)$$

где $\mathcal{E} = \frac{\Delta R_{np}}{R_{np}}$ – относительное изменение сопротивления преобразователя.

Отклонение ПЧ гальванометра равно:

$$\alpha_{ПЧ} = C\sqrt{P_n}, \quad (1.41)$$

где P_n – мощность, рассеиваемая в рамке.

P_{max} будет тогда, когда:

$$R_n = \frac{R_1 R_2}{R_1 + R_2} + \frac{R_3 R_{np}}{R_3 + R_{np}}. \quad (1.42)$$

В приборах часто применяется симметричные мосты, когда:

$$R_1 = R_2, R_3 = R_{np};$$

$$R_1 = R_3, R_2 = R_{np};$$

$$R_1 = R_2 = R_3 = R_{np}.$$

На рисунке 1.14 представлена схема моста с логометром.

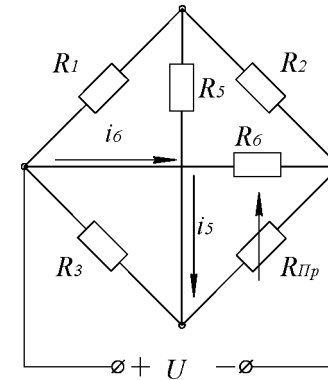


Рис. 1.14 – Схема моста с логометром

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

$$\alpha_{ПЧ} = f\left(\frac{i_5}{i_6}\right) = f\left(\frac{i_5 + \Delta i_5}{i_6}\right), \quad (1.43)$$

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

Δi_s – изменение тока, соответствующее изменению сопротивлению $\Delta R_{\text{ПР}}$.

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

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

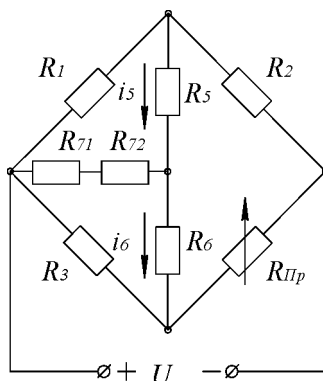


Рис. 1.15 – Схема моста со встречным включением обмоток логметра

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

$$\frac{i_5}{i_6} = \frac{R_1 R_5 - R_{\text{ПР}} R_7 + R_2 (R_5 + R_7 + R_1)}{R_1 R_6 - R_2 R_7 + R_{\text{ПР}} (R_5 + R_7 + R_1)} \quad (1.44)$$

По этому отношению токов определяется угол отклонения ПЧ логметра.

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):

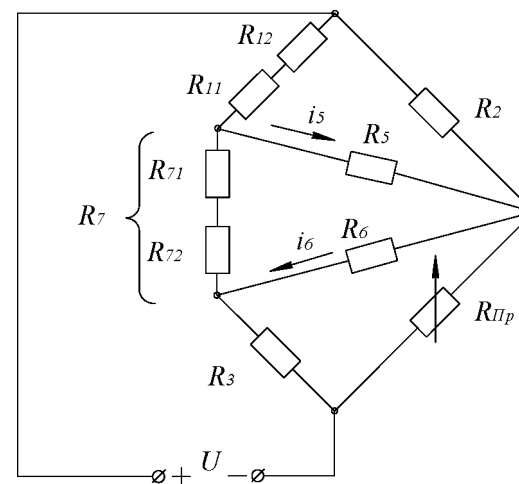


Рис. 1.16 – Схема двойного моста

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 $R_2 = R_{\text{ПР}}$ мост будет разбалансирован, т.к. $R_7 \neq 0$ (ток потечет по обмотке R_5), а при отсутствии R_5 в другую сторону ток потечет по обмотке R_6 . При изменении $R_{\text{ПР}}$ ток в одной обмотке приблизится к минимальному, а в другой к максимальному значению. Таким образом достигается повышенная чувствительность моста.

Температурная компенсация осуществляется резисторами R_{72} и R_{71} , при этом R_{72} компенсирует изменение тока в обмотке R_6 из-за изменения t° окружающей среды, а сопротивление R_{71} – в обмотке R_5 .

6. Схема уравновешенного моста с линейной характеристикой представлена на рис. 1.17.

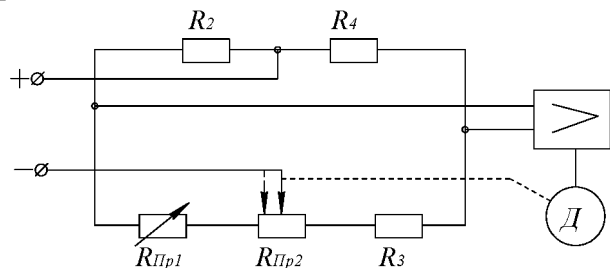


Рис. 1.17 – Схема уравновешенного моста с линейной характеристикой

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

Уравнение равновесия при условии, что щетка $R_{Пп2}$ находится в крайнем левом положении, имеет вид:

$$R_{Пп1}R_4 = R_2(R_{Пп2} + R_3). \quad (1.45)$$

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

$$(R_{Пп1} - \Delta R_{Пп1} + \Delta R_{Пп2})R_4 = R_2(R_3 + R_{Пп2} - \Delta R_{Пп2}). \quad (1.46)$$

Из уравнения (1.45) выразим R_3 :

$$R_3 = \frac{R_{Пп1}R_4 - R_2R_{Пп2}}{R_2},$$

и, подставив в уравнение (1.46), получим:

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

откуда:

$$\Delta R_{Пп2} = \Delta R_{Пп1} \frac{R_4}{R_4 + R_2}, \quad (1.47)$$

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

7. Схема уравновешенного моста с нелинейной характеристикой (рис.1.18).

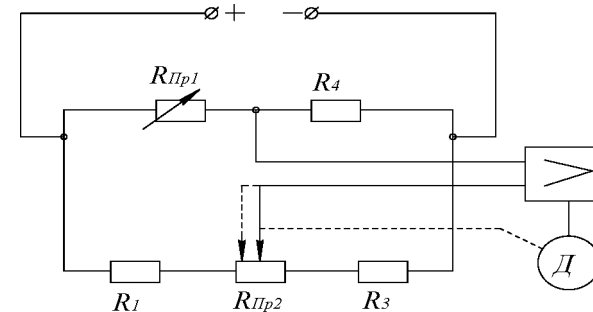


Рис. 1.18 – Схема уравновешенного моста с нелинейной характеристикой

Уравнение равновесия имеет вид:

$$R_{Пп1}(R_3 + R_{Пп2}) = R_1R_4. \quad (1.48)$$

При изменении $R_{Пп1}$ и $R_{Пп2}$:

$$(R_{Пп1} + \Delta R_{Пп1})(R_3 + R_{Пп2} - \Delta R_{Пп2}) = R_4(R_1 + \Delta R_{Пп2}). \quad (1.49)$$

Из уравнения (1.48) выразим R_1 :

$$R_1 = \frac{R_{Пп1}R_3 + R_{Пп1}R_{Пп2}}{R_4} \text{ и, подставив в уравнение (1.49), получим:}$$

$$\Delta R_{Пп2}(R_{Пп1} + R_4 + \Delta R_{Пп1}) = \Delta R_{Пп1}(R_3 + R_{Пп2}),$$

откуда:

$$\Delta R_{\text{пр}2} = \Delta R_{\text{пр}1} \frac{R_3 + R_{\text{пр}2}}{R_4 + R_{\text{пр}1} + \Delta R_{\text{пр}1}}. \quad (1.50)$$

Зависимость $\Delta R_{\text{пр}2} = f(\Delta R_{\text{пр}1})$ нелинейная.

8. Мостовая схема переменного тока.

Для переменного тока применяются схемы аналогичные мостовым схемам постоянного тока. В качестве примера рассмотрим неуравновешенный мост (рис 1.19).

Пологая, что $Z_1 = Z_2$, $Z_3 = Z_{\text{пр}}$ и $\mathcal{E} = \frac{\Delta Z_{\text{пр}}}{Z_{\text{пр}}}$, получим:

$$i_n = \frac{U \mathcal{E}}{2\sqrt{(R_1 + R_{\text{пр}} + 2R_{\text{п}})^2 + (X_1 + X_{\text{пр}} + 2X_{\text{п}})^2}}, \quad (1.51)$$

где R – активное сопротивление.

X – реактивное сопротивление.

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

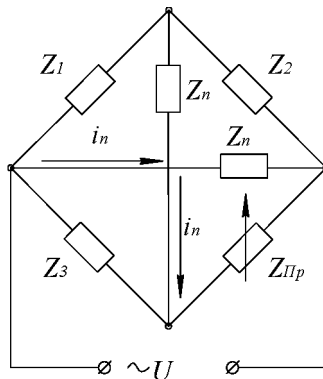


Рис. 1.19 – Схема неуравновешенного моста

1.7 Особенности информационных каналов

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

В состав информационного канала (рис. 1.20) входит: линия связи, входной и выходной преобразователи.

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

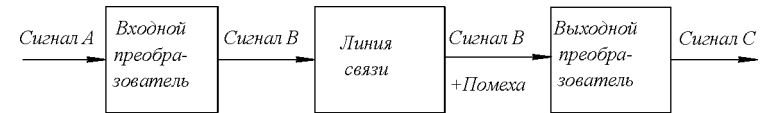


Рис. 1.20 – Структурная схема информационного канала

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

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

Так как синусоидальный сигнал определяется амплитудой, частотой и фазой, то и возможны модуляции амплитудная, частотная и фазовая соответственно (рис. 1.21).

Дискретно-аналоговый сигнал по форме представляет собой следующие друг за другом импульсы напряжения (тока), а по способу шифровки применяются амплитудная, частотная, интервальная и широтная модуляция (рис. 1.22), когда изменяется соответственно амплитуда импульсов, частота импульса или временные интервалы между импульсами. Импульсная форма сигналов позволяет получать относительно высокую помехоустойчивость канала связи.

Дискретный сигнал характеризуется квантованием (дискретизацией) как по уровню, так и по времени, т.е. аналоговая измеряемая величина квантуется и в момент квантования кодируется ее значение. Код может передаваться как параллельно (одновременно), так и последовательно. Модуляции синусоидальных и дискретно-аналоговых сигналов изображены на рис. 1.21., 1.22.

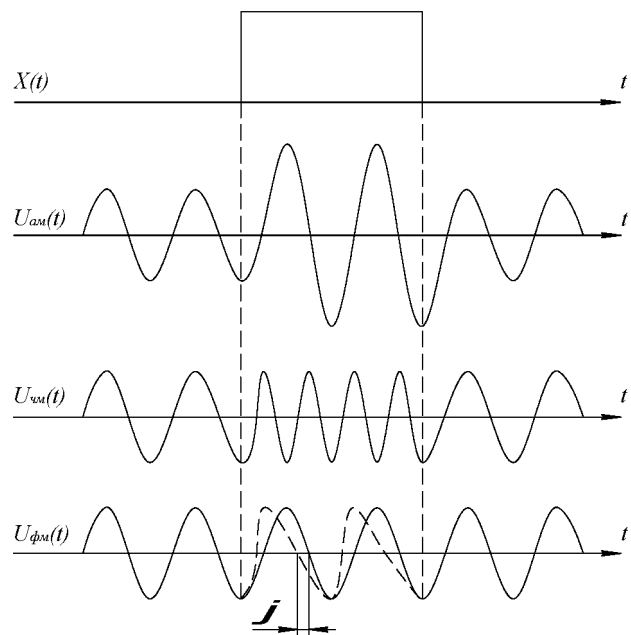


Рис. 1.21 – Модуляция синусоидального сигнала

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.

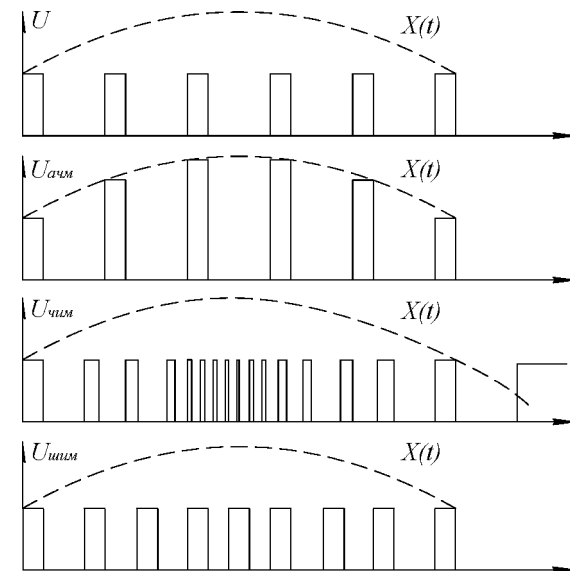


Рис. 1.22 – Модуляция дискретно-аналогового сигнала

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

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

Так, например, в курсовых системах каналы выполняют как следящие системы, где каждый канал состоит из сельсин-датчика, сельсин-приемника, соединительных проводов, усилителя и двигателя отработки. Сельсины работают в трансформаторном режиме (рис.1.23).

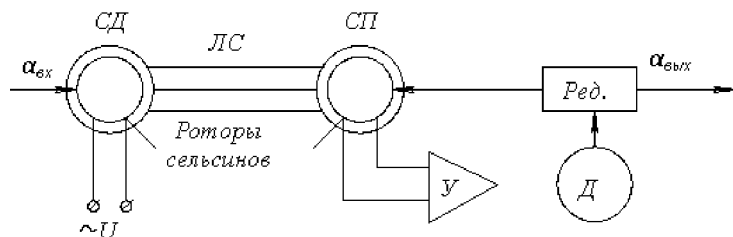


Рис. 1.23 – Схема включения сельсинов в следящей системе

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

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.

2 Авиационные приборы

2.1 Манометры

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

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

$$760 \text{ мм.рт.ст} \approx 0,1 \text{ МПа}.$$

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.

Все манометры в зависимости от методов измерения разделяются на три основные группы: механические, электромеханические и электрические.

К механическим манометрам относятся жидкостные, грузопоршневые и деформационные. В последних измеряемое давление или разность давлений определяется по деформации упругого чувствительного элемента *УЧЭ*. В зависимости от типа *УЧЭ* манометры подразделяются на мембранные (рис. 2.1), трубчато-пружинные (рис. 2.2) и т.д.

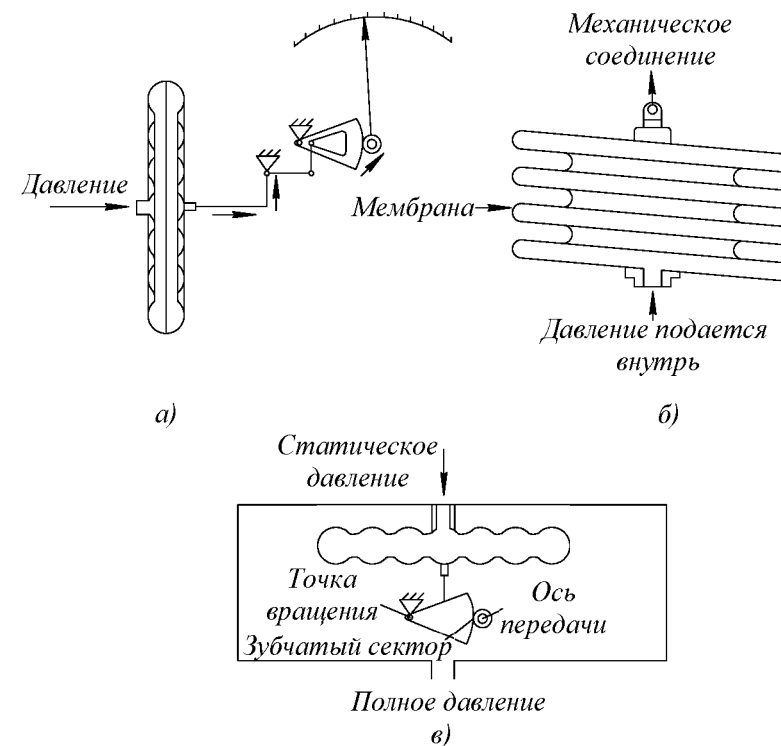


Рис. 2.1 – Мембранные упругие чувствительные элементы механических манометров

К электромеханическим манометрам относят такие, в которых деформация чувствительного элемента или усилие преобразуется в электрический сигнал с помощью преобразователя. В таких манометрах используются схемы с преобразователями прямого действия и схемы с силовой компенсацией. В схемах прямого действия применяют пьезоэлектрические, полупроводниковые, магнитоупругие и угольные преобразователи. В схемах с силовой компенсацией усилие УЧЭ уравнивается силой компенсирующего устройства.

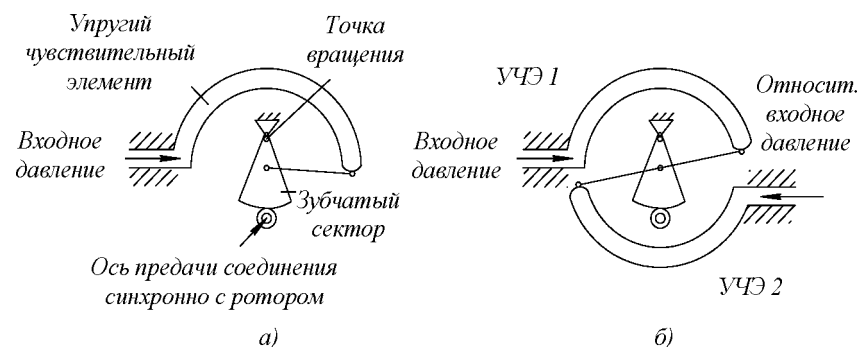


Рис. 2.2 – Трубочато-пружинные упругие чувствительные элементы механических манометров

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

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

К таким манометрам относятся:

- манометры сопротивления, в которых давление определяется значением электрического сопротивления;
- манометры ионизационные, в которых давление определяется по значению ионного тока;

- тепловые манометры, в которых используется зависимость теплопроводности газа от давления;
- электроразрядные манометры, принцип действия которых основывается на зависимости параметров электрического разряда в разряженном газе от давления;
- манометры с электрическим частотным преобразователем, выдающим сигнал в функции от частоты собственных колебаний резонатора, зависящей от разности давлений.

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

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

2.2 Деформационные манометры, погрешности и способы их компенсации

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

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

Инструментальные погрешности.

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

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

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

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

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

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

Температурная погрешность возникает из-за изменения физических свойств материалов и геометрических размеров деталей прибора в функции от температуры. Для уменьшения температурной погрешности используют биметаллические термокомпенсаторы.

2.3 Электромеханические манометры

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

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

Погрешность $\pm 4\%$.

Аналогично работают манометры такого типа с различными схемами.

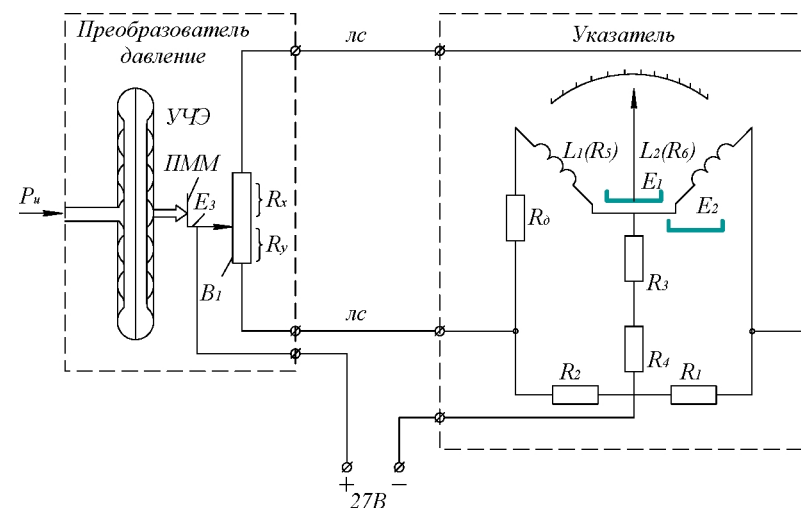


Рис. 2.3 – Принципиальная схема ЭДМУ

P_H – измеряемое давление.

E_3 – щетка потенциометра.

B_1 – потенциометр.

R_d , R_3 , R_6 – диагональ моста. R_d – добавочное сопротивление для R_5 , т.к. сопротивление рамок логометра неодинаково.

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

E_1 – подвижный магнит.

E_2 – неподвижный магнит.

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

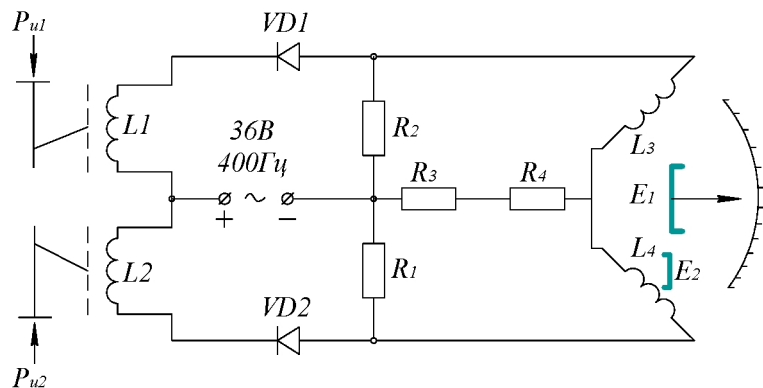


Рис. 2.4 – Принципиальная схема ДИМ

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

2.4 Частотные преобразователи давления

Обладают преимуществом по точности и помехозащищенности, т. к. частотный сигнал мало искажается при усилении и передаче его информационным каналам, и может быть представлен в цифровой форме. Они отличаются высоким быстродействием и малыми перемещениями $УЧЭ$. В качестве механического колебательного элемента используют струну,

трубчатые элементы и т.п. Для примера рассмотрим струнный преобразователь (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;

σ – напряжение в струне;

ρ_m – плотность материала струны.

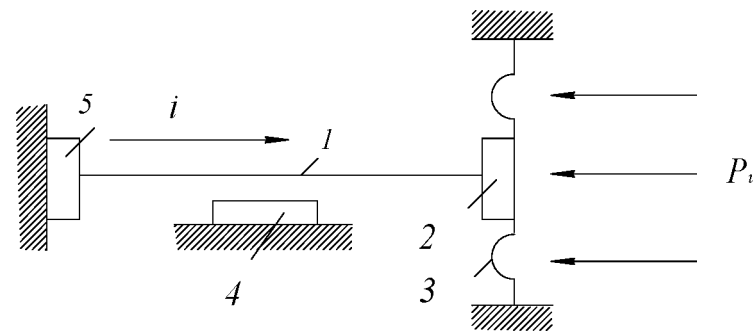


Рис. 2.5 – Струнный преобразователь

1 – струна;

2 – крепление струны к мембране;

3 – мембрана;

4 – возбуждатель колебаний;

5 – неподвижный зажим мембраны.

Аналогично работают частотные преобразователи с другими колебательными элементами.

2.5 Авиационные термометры

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

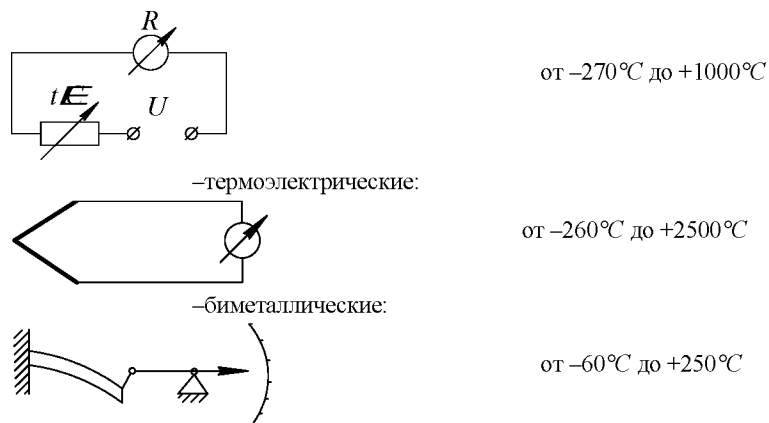


Рис. 2.6 – Авиационные термометры

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

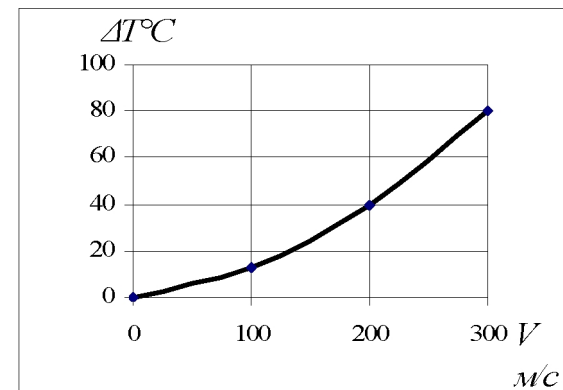


Рис. 2.7 – График зависимости температуры торможения от скорости встречного потока

С учетом этого температура термопреобразователя равна:

$$T_{тп} = T_c (1 + 0,2rM^2), \quad (2.2)$$

где M – число Маха;

T_c – температура среды.

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

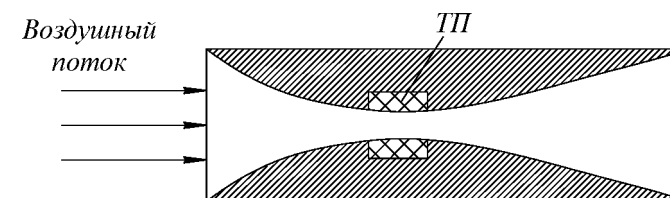


Рис. 2.8 – Сопло Лаваля

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

Такой термопреобразователь характеризуется коэффициентом качества:

$$N = \frac{T_{III}}{T_c} = \frac{5 + rM^2}{5 + M^2}. \quad (2.3)$$

При $M \geq 0,5$; $N = const = 0,978$

Тогда:

$$T_c = \frac{T_{III}}{N(1 + 0,2M^2)}. \quad (2.4)$$

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

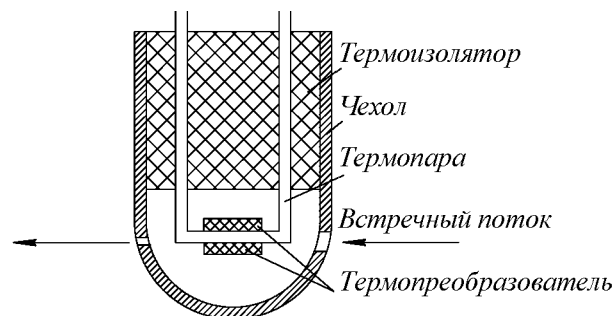


Рис. 2.9 – Камера торможения

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

$$\tau = \frac{Cm}{Sk_T}, \quad (2.5)$$

где C – теплоемкость;

m – масса;

S – площадь термопреобразователя;

k_T – коэффициент теплопередачи.

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

2.6 Электрические термометры сопротивления

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

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

$$R = R_0(1 + \alpha\Delta t), \quad (2.6)$$

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

α – температурный коэффициент сопротивления;

Δt – приращение T .

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

$$\alpha_{III} = \alpha \frac{R_0}{R_0 + R_M}. \quad (2.7)$$

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

Для более стабильных термометров применяют платиновую проволоку.

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

$$R = Ae^{\frac{B}{T}}, \quad (2.8)$$

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):

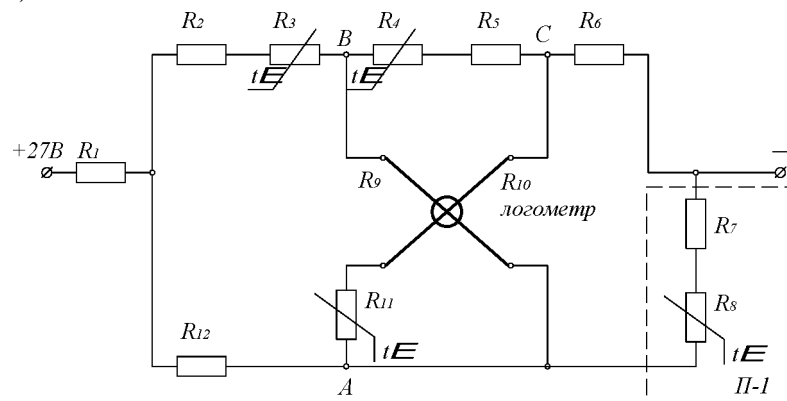


Рис. 2.10 – Электрический унифицированный термометр ТУЭ–48

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.

2.9. Предназначен для измерения температуры жидкостей и газов. Принцип работы аналогичен схеме моста на рис.1.16.

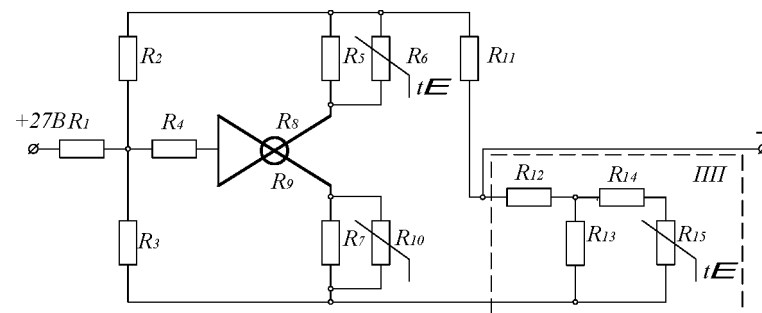


Рис. 2.11 – Термометр с полупроводниковым термопреобразователем

$T_{изм}^{\circ} = \text{от } 0^{\circ}C \text{ до } +120^{\circ}C$.

Погрешность $\pm 2^{\circ}C$.

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

2.7 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 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 термо ЭДС от t° описать довольно трудно, поэтому ее представляют в виде таблиц и графиков.

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

График зависимостей термоЭДС этих термопар от температуры горячего спая показан ниже (рис.2.12).

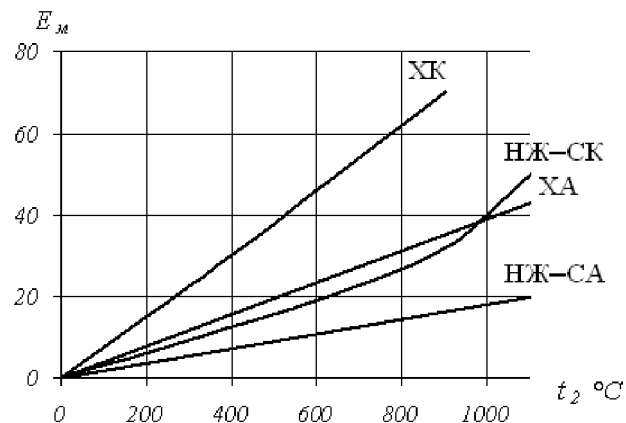


Рис. 2.12 – График зависимости термоЭДС термопар от температуры

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

Все они разделяются на три группы:

- типа ТЦТ–9, ТЦТ–13, 2ТЦТ–43, измеряющие температуру цилиндров поршневых двигателей;
- типа ТСТ–29, ТВГ–26, ТВГ–11, 2 ТВГ–411 и др., измеряющие температуру быстродвижущихся газов;
- типа ИТ–2 и др., измеряющие t° газов, выходящих из реактивного сопла двигателя и турбин низкого и высокого давления.
 - ТермоЭДС измеряется магнитоэлектрическим милливольтметром.

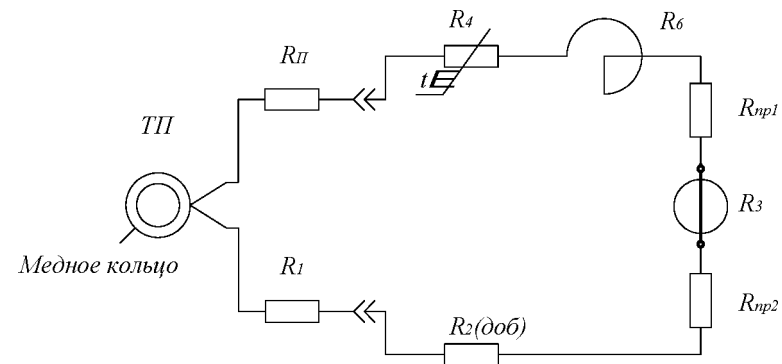


Рис. 2.13 – Схема термометра с термопреобразователем

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

$$\alpha = \frac{kB}{C} \frac{E_{ХК}(t_2) - E_{ХК}(t_1)}{R_T + R_{II} + R_I + R_2 + R_3 + R_{np} + R_6 + R_4}, \quad (2.9)$$

где k – коэффициент, зависящий от конструкции милливольтметра;

B – магнитная индукция;

C – жесткость противодействующих пружин;

$R_{np} = R_{np1} + R_{np2}$ – сопротивление противодействующих пружин;

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

R_6 – электрическое сопротивление биметаллического корректора;

R_I – сопротивление подгоночного резистора;

R_2 – сопротивление добавочного резистора, обеспечивающего по-

стоянство внутреннего сопротивления милливольтметра;

R_3, R_4 – сопротивление рамки и терморезистора соответственно;

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

2.8 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 термо-ЭДС в местах соединения проводников из разнородных материалов, а также из-за неполного торможения газа в термометрах выходящих газов.

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

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

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

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

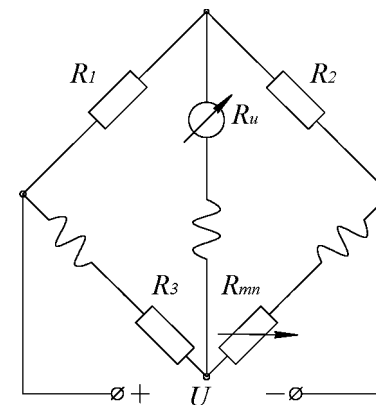


Рис. 2.14 – Схема включения терморезисторов по трех проводной схеме

2.9 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.

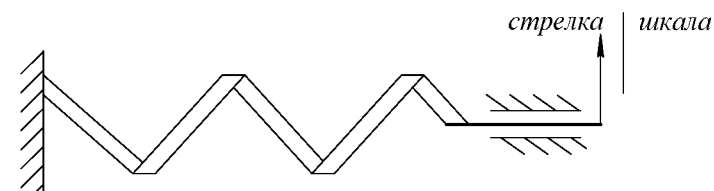


Рис. 2.15 – Винтовая пластина

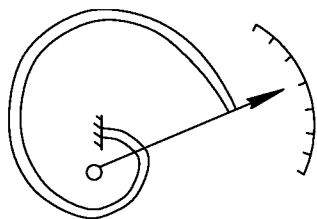


Рис. 2.16 – Спираль

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

Достоинство – простота и надежность.

Недостаток – значительная инерционность (до 6 минут).

2.10 Авиационные измерители частоты вращения (тахометры).

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

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

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

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

По принципу действия тахометры бывают:

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

Методы измерения:

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

В авиации наибольшее применение нашли магнитоиндукционные тахометры.

Достоинство – простота и линейность статической характеристики.

В наземном оборудовании применяются стробоскопические и электронные тахометры.

2.11 Магнитоиндукционные тахометры

На рис. 2.17 изображен магнитоиндукционный тахометр с полым цилиндром.

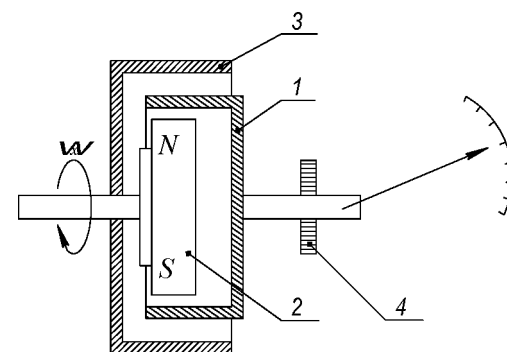


Рис. 2.17 – Магнитоиндукционный тахометр с полым цилиндром

Состоит:

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

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

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

Уравнение статической характеристики тахометра имеет вид:

$$\varphi = 12 \frac{(B_\delta l D)^2 \delta p L_n N}{\rho_c E b_n h_n^3} n, \quad (2.10)$$

где φ – угол закручивания пружины в радианах;

B_δ – индукция в воздушном зазоре между магнитом и магнитопроводом;

- l – осевая длина цилиндрического магнита;
- D – диаметр цилиндра чувствительного элемента;
- δ – толщина стенок цилиндра;
- p – число пар полюсов магнита;
- L_n – длина пружины;
- N – безразмерный коэффициент, зависящий от геометрии полюсов;
- ρ_c – удельное сопротивление материала цилиндра;
- E – модуль упругости материала пружины;
- b_n, h_n – ширина и толщина пружины;
- n – число оборотов;

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

Передаточная функция тахометра имеет вид:

$$W(p) = \frac{K}{p^2 + 2d\omega_0 p + \omega_0^2}, \quad (2.11)$$

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

подвижной систем;

J_n – момент инерции подвижной части;

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

K_o – коэффициент естественного демпфирования подвижной части;

C – жёсткость противодействующей пружины;

ω_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 ω , подаётся на статор 2 синхронного двигателя и создаёт вращающееся магнитное поле. Это приводит к намагничиванию дисков 3, которые выполнены из материала с большой коэрцитивной силы. Из-за большого гистерезиса и материала полюса дисков отстают на некоторый угол от 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 взаимодействие полей магнитов и диска 7, последний поворачи-

вается и закручивает противодействующую пружину 8. По стрелке 11 чувствительного элемента ведётся отсчёт частоты вращения. При резких колебаниях частоты вращения подвижной системы, в диске 9 демпфера наводятся вихревые токи, магнитное поле которых, взаимодействует с полем постоянных магнитов 10, успокаивает подвижную систему, устраняя резкие колебания стрелки.

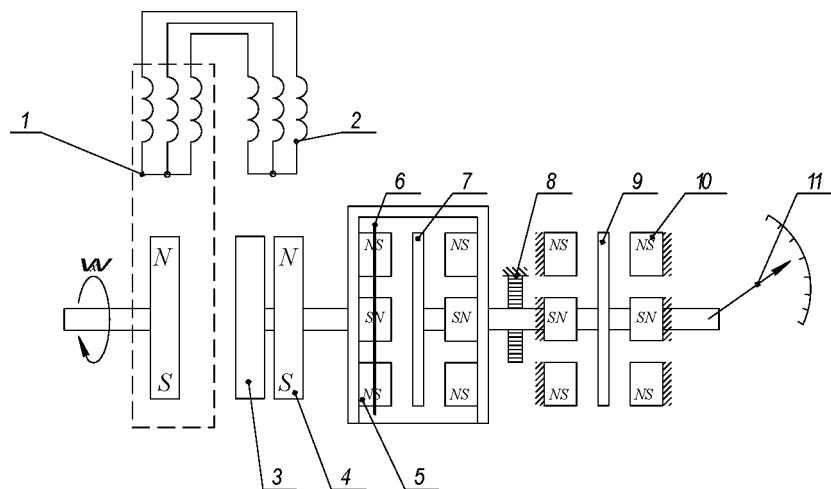


Рис. 2.18 – Магнитоэлектрический тахометр ИТЭ-1

Уравнение статической характеристики с диском имеет вид:

$$\varphi = 18,48 \frac{B_{\delta}^2 d_m^3 \delta_0 r_0 p L_n n}{\rho_c E b_n h_n^3 \sin \frac{\pi}{p}} \quad (2.12)$$

где r_0 – расстояние от центра дисков до центров магнитов;

d_m – диаметр цилиндрических магнитов;

δ_0 – толщина диска.

2.12 Погрешности магнитоиндукционных тахометров

Из формул 2.10, 2.12 видно, что магнитоиндукционные тахометры не имеют методических погрешностей, а инструментальная погрешность при нормальных условиях определяется трением в подшипниках измерительной системы и погрешностью градуировки шкалы. Дополнительная погрешность возникает из-за изменения температуры и при переходных процессах. Температурная погрешность вызывается изменением линейных размеров и характеристик магнитов, чувствительного элемента, линейных размеров пружины и модуля упругости её материала, индукции в рабочем зазоре и электрического сопротивления диска (цилиндра). Эти погрешности появляются с различными знаками, что приводит к частичной взаимной компенсации при их суммировании. Для уменьшения температурной погрешности в измерительном узле тахометра устанавливается термомагнитный шунт. При возрастании температуры уменьшается магнитная проницаемость шунта, в результате возрастает магнитное сопротивление шунта, тем самым контролируется изменение индукции в зазоре, что позволяет значительно уменьшить дополнительную температурную погрешность. При нормальных условиях такие тахометры позволяют измерить частоту вращения с точностью в пределах:

- от 10% до 60% ————— $\pm 1,0\%$;
- от 60% до 100% ————— $\pm 0,5\%$;
- от 100% до 110% ————— $\pm 1,0\%$.

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

2.13 Тахогенераторы постоянного и переменного тока

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

$$e = cVn,$$

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

B – магнитная индукция в рабочем зазоре тахогенератора;

n – число оборотов.

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

3 Информационно–измерительные системы

3.1 Топливомеры (масломеры)

Приборы и системы, предназначенные для измерения объёмного или массового количества топлива (масла) на борту ЛА называются топливомерами. Они обеспечивают:

- измерение массы топлива (масла) в отдельных баках или группах баков;
- измерение суммарной массы топлива, приходящегося на каждый двигатель в крыле или самолёте;
- автоматическое управление последовательностью выработки топлива из баков и последовательностью заправки баков топливом;
- автоматическое управление перекачкой топлива для поддержания центровки самолёта;
- сигнализацию о наличии критического запаса топлива (масла) на борту.

Наиболее широкое применение в авиации получили поплавковые электромеханические и электроёмкостные топливомеры (масломеры).

3.2 Поплавковые электромеханические топливомеры

Измерительным преобразователем является полый металлический или пенопластовый поплавок (рис.3.1). При перемещении поплавка в зависимости от уровня топлива перемещается щётка передающего преобразователя R_1 , который включен в два плеча неуравновешенного моста постоянного тока. Указателем соотношения плечевых резисторов является логометр. Для получения линейной зависимости значения сопротивления преобразователя от объёма топлива в баках сложной формы резистивный преобразователь профилируют по форме бака. Такие топливомеры получили шифр: БЭС, КЭС, МЭС.

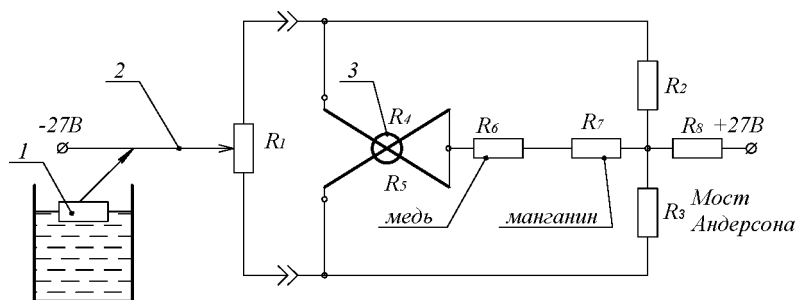


Рис. 3.1 – Электромеханический топливомер

где B – бензин;
 K – керосин;
 M – масло;
 \mathcal{E} – электромеханический;
 C – с сигнализацией.

Достоинство – простота. Недостаток – измеряют не массу, а уровень или объём вещества. Наличие подвижных деталей снижает надёжность. Показания зависят от углов положения самолёта в полёте и на стоянке, и от ускорений действующих на поплавки. Инструментальная погрешность возникает за счёт изменения температуры окружающей среды: изменяется сопротивление рамок прибора, что компенсируется введением в полудиагональ моста резисторов R_6 и R_7 из медной и марганцевой проволоки. Инструментальная погрешность возникает также от изменения возвратного момента пружин и неподвижного магнита логометра, от трения и т. д. Погрешность таких топливомеров составляет $\pm 5\%$.

3.3 Поплавковый электромеханический топливомер с герконами

Состоит из немагнитной трубки (рис.3.2), герконов, расположенных вдоль трубки, измерительных резисторов намотанных на герконы, поплавков вдоль каждого геркона с постоянными магнитами. R_2 и R_X составляют делитель, и напряжение в точке A зависит от количества замкнутых и разомкнутых герконов.

Обмотка трансформатора W_2 включена встречно с обмоткой W_1 и при равенстве напряжений на них $U_2 = 0$. Если произойдёт уменьшение топлива, разомкнётся контакт S_1 и изменится суммарное напряжение обмоток W_1 и W_2 , появится ΔU_2 , значение которой усиливается, включается двигатель D и через редуктор перемещает щётку резистора R_1 и стрелку OY , до устранения ΔU_2 , что будет соответствовать определённому уровню топлива. Недостатки: сложная схема, зависимость показаний от температуры и сорта топлива, дискретность показаний. Достоинства: возможность размещения датчика в баках сложной формы, небольшие отклонения трубки от вертикального положения.

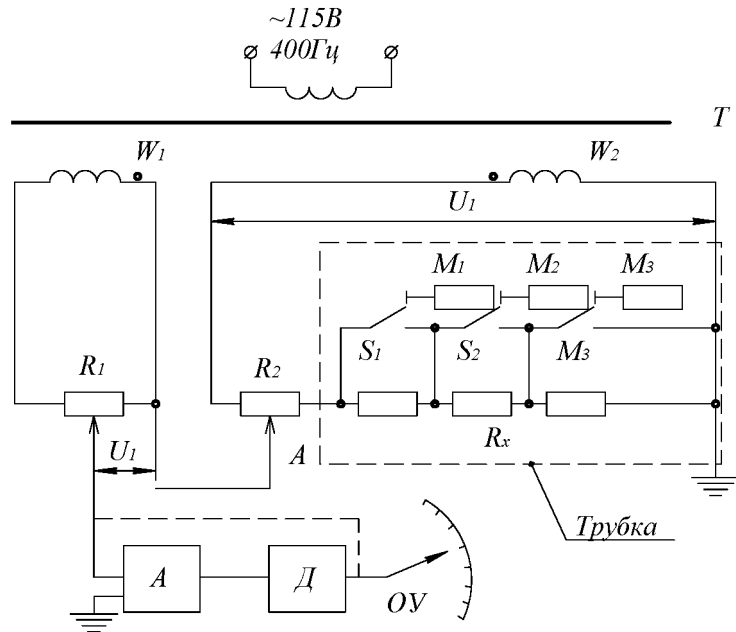


Рис. 3.2 – Электромеханический топливомер с герконами

3.4 Электроёмкостные топливомеры

Принцип основан на зависимости ёмкости конденсатора от уровня и диэлектрической проницаемости жидкости, находящейся между электродами датчика топливомера (рис. 3.3).

При пустом баке ёмкость датчика топливомера равна:

$$C_x = \frac{2\pi\epsilon_0\epsilon_s H}{\ln \frac{D}{d}}, \quad (3.1)$$

где $\epsilon_0 = 8,85 \cdot 10^{-12} \text{ Ф/м}$ – диэлектрическая постоянная;

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

H – длина датчика;

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

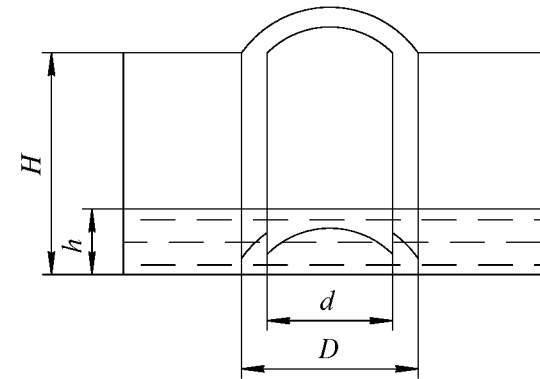


Рис. 3.3 – Электроёмкостный датчик топливомера

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

$$C_x = \frac{2\pi\epsilon_0}{\ln \frac{D}{d}} [\epsilon_s (H - h) + \epsilon_r h]. \quad (3.2)$$

Так как, $\epsilon_s \approx 1,0$, то после несложных преобразований формулу (3.2) можно представить в следующем виде:

$$C_x = Cx_0 + \frac{C_0}{S} \cdot \frac{\epsilon_r - 1}{\rho} m, \quad (3.3)$$

где $C_{x_0} = \frac{2\pi\epsilon_0 H}{\ln \frac{D}{d}}$ – ёмкость сухого датчика;

$C_0 = \frac{2\pi\epsilon_0}{\ln \frac{D}{d}}$ – погонная ёмкость датчика;

S - площадь поперечного сечения бака;

ρ - плотность топлива.

Из формулы 3.3 видно, что ёмкость датчика зависит от массы топлива в баке. Зависимость $C_x = f(m)$ линейна, в том случае, если $\frac{C_0}{S}$ и $\frac{\epsilon_T - 1}{\rho}$ являются постоянными. Для этого электроды датчика профилируют так, чтобы ёмкость датчика C_0 изменялась по высоте в соответствии с изменением площади S бака. Обычно это делают за счёт соотношения $\frac{D}{d}$. Количество труб в датчике может быть от 3 до 6.

Одна из конструкций датчика представлена на рис. 3.4, а его эквивалентная схема замещения изображена на рис. 3.5.

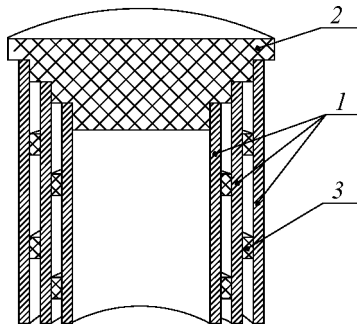


Рис. 3.4 – Конструкция электроёмкостного датчика

1 – электроды;
2 – основание;

3 – изоляционные вкладыши.

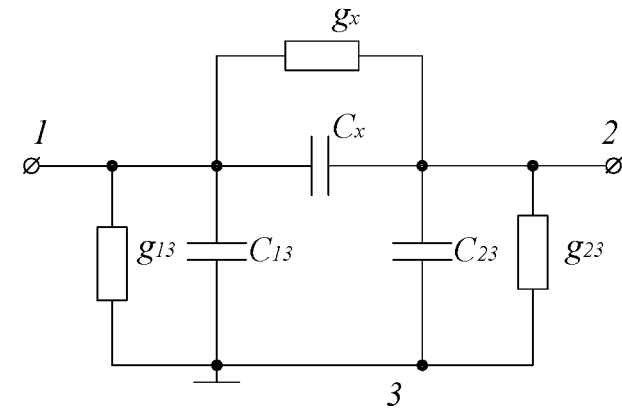


Рис. 3.5 – Эквивалентная схема датчика

C_x – прямая ёмкость датчика.

C_{13}, C_{23} – частичные (заземлённые) ёмкости электродов.

g_x, g_{13}, g_{23} – прямая и частичные проводимости между электродами датчика.

Для измерения массы топлива широко применяют уравновешенные мосты переменного тока.

3.5 Система программного управления и измерения топлива СПУТ

Принципиальная схема СПУТ изображена на рис. 3.6.

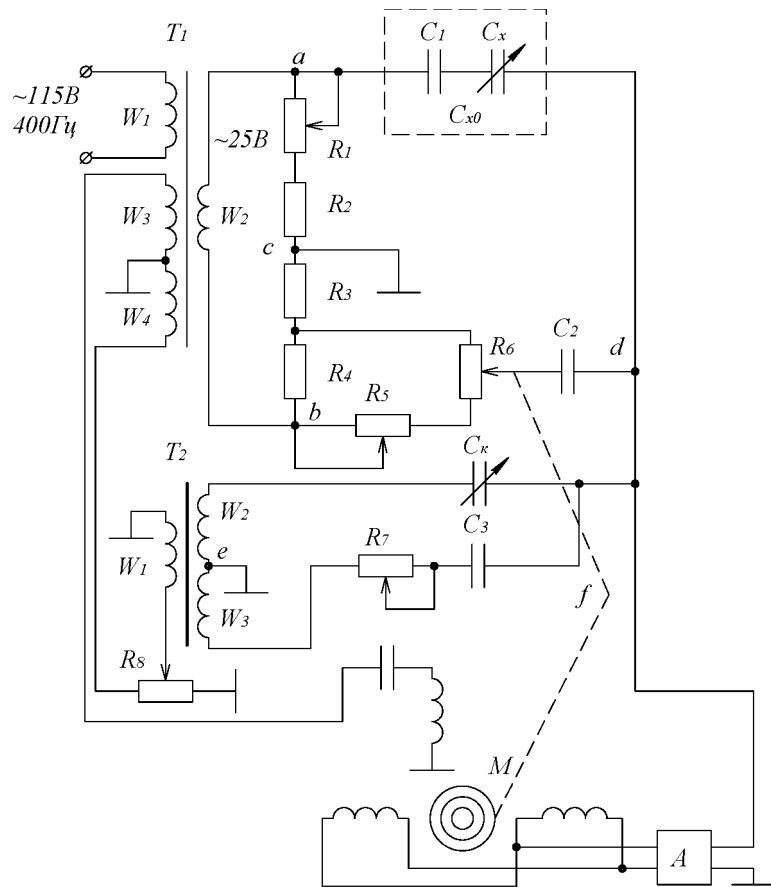


Рис. 3.6 – Схема программно управления и измерения топлива СПУТ

Одним плечом является ёмкость C_x и последовательно включённая C_1 (1 мкФ), двумя другими являются активные сопротивления R_1, R_2 и R_3, R_4, R_5, R_6 . В четвёртое плечо включена постоянная ёмкость C_2 . Так как $C_1 \gg C_{x0}$, поэтому ёмкость C_{x0} этого плеча определяется в основном ёмкостью C_x датчика.

Мост настраивают так, чтобы в исходном положении (верхнее крайнее) выполнялось условие:

$$R_3 = R_1 + R_2, \quad C_2 = C_{x0}, \quad U_{cd} = 0$$

При максимальной ёмкости C_x (крайнее нижнее положение) мост регулируют с помощью сопротивления R_5 .

Работа моста.

При изменении ёмкости C_x появится напряжение между точками cd , которое через усилитель поступает на управляющие обмотки двигателя. Двигатель перемещает щётку потенциометра R_6 , устраняя разбаланс моста, и перемещает стрелку указателя топлива.

Статическая характеристика моста описывается уравнением:

$$\alpha = \frac{R_4 + R_5 + R_6}{R_4 \cdot R_6} \cdot R_3 \left(\frac{R_1 + R_2}{R_3} \cdot \frac{C_x}{C_2} - 1 \right), \quad (3.4)$$

где $\alpha = \frac{\alpha'_T}{\alpha'_{max}}$ – относительный угол поворота стрелки;

α'_T, α'_{max} – соответственно текущее и максимальное значение угла поворота стрелки в радианах.

Для компенсации методической погрешности предусмотрен специальный компенсационный мост с ёмкостным датчиком C_K . Плечами являются обмотки W_2 и W_3 трансформатора T_2 , датчик C_K и цепочка $R_7 - C_3$. Датчик выполнен в виде коаксиального конденсатора или набора пластин в цилиндрическом экране. При уравнивании моста напряжение между точками e и f равно нулю. При изменении температуры или сорта топлива, ёмкость C_x датчика получит приращение ΔC , и на выходе измерительного моста возникнет напряжение ΔU_{cd} . В то же время из-за изменения диэлектрической проницаемости топлива изменится ёмкость компенсационного датчика, и на выходе компенсационного моста возникнет напряжение ΔU_{ef} противоположное по фазе ΔU_{cd} и равное по амплитуде $|\Delta U_{cd}| = |\Delta U_{ef}|$. В результате погрешность значительно уменьшается.

3.6 Схема измерения суммарного запаса топлива

В полете одновременно с измерением количества топлива в отдельных баках измеряется и суммарный запас топлива. Для этого применяют схему суммирующих потенциометров (рис. 3.7).

Для каждого бака имеются свои измерительные и компенсационные мосты и дополнительно потенциометр канала суммирования. К каждому суммирующему потенциометру подводится напряжение переменного тока, а снимаемое и суммируемое напряжения с потенциометров пропорционально количеству топлива в баках. Суммарное напряжение сравнивается с выходным напряжением автоматически управляемого делителя напряжения R_5 . Разностное напряжение усиливается, подается на управляющие обмотки двигателя, который, перемещая щетку потенциометра R_5 , уменьшает разницу до нуля и одновременно перемещает стрелку указателя на угол, соответствующий по шкале фактическому запасу топлива. Погрешность измерения составляет $\pm 4\%$ по каждому баку и по общему запасу топлива.

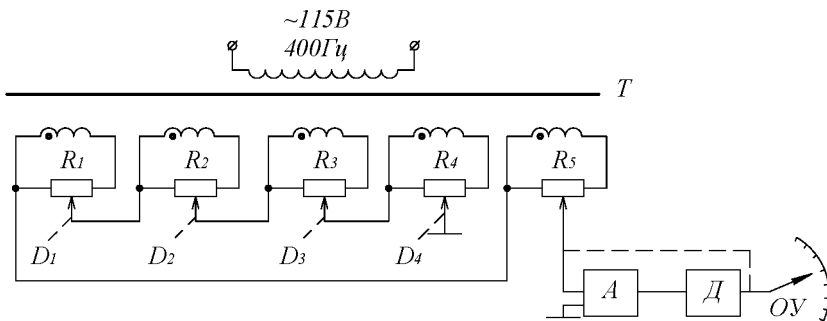


Рис. 3.7 – Схема суммирующих потенциометров

3.7 Система управления и измерения топлива СУИТ

В Ту-154 и других самолетах применяют системы управления и измерения топлива типа СУИТ с модуляционными (высокочастотными) мостовыми схемами измерения емкости датчика, обладающие большой надежностью (рис. 3.8).

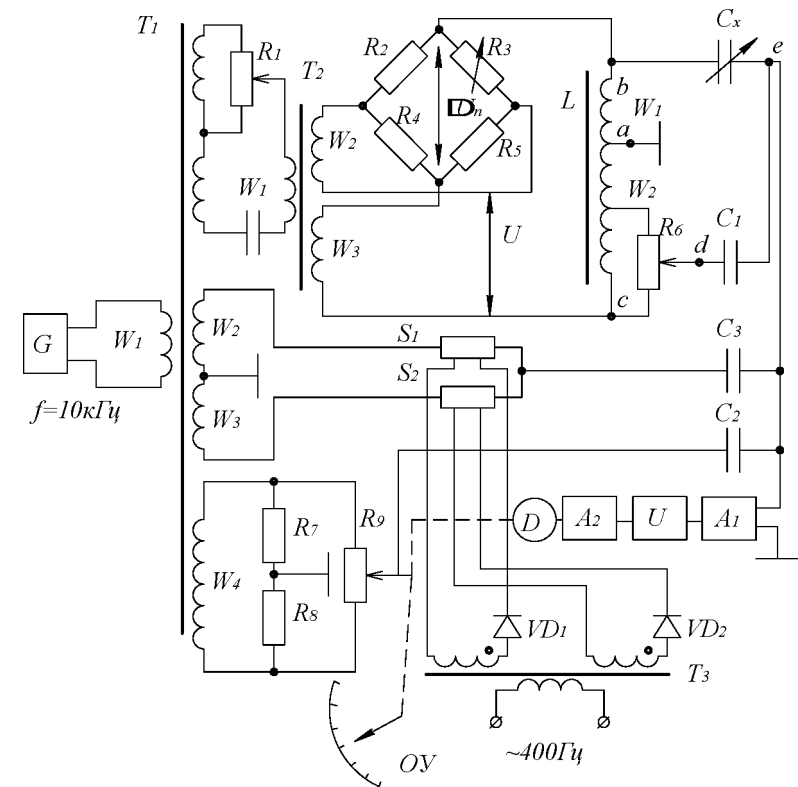


Рис. 3.8 – Схема управления и измерения топлива СУИТ

Генератор G вырабатывает напряжение частотой 10 кГц и запитывает через трансформатор T_1 много плечевую схему моста переменного тока, плечами которого являются емкости C_x, C_1 , индуктивные сопротивления обмоток W_1 и W_2 делителя напряжения L , резисторы R_7, R_8, R_9, C_2 и обмотки W_2 и W_3 трансформатора T_1 с конденсатором C_3 . Питание индуктивного делителя L состоит из двух составляющих: из напряжения U с выхода обмотки W_3 трансформатора T_2 и из напряжения ΔU_n , поступающего с выхода резистивного моста $R_2 - R_5$, в котором сопротивление R_3 изменяется при изменении температуры топлива. При нормальной температуре топлива $\Delta U_n = 0$. При изменении температуры ΔU_n изменяется пропорционально изменению температуры. Обмотки W_2 и W_3 включены так, что суммирование напряжений ΔU_n и U обеспечивают компенсацию температурной погрешности, а чтобы компенсация была наиболее полной, температурный коэффициент α изменения напряжения ΔU_n и температурный коэффициент топлива β подбирают равными. Резистором R_6 обеспечивают установку нуля. Для облегчения уравнивания моста на высокой частоте в измерительный мост введены дополнительные плечи из обмоток W_2, W_3 трансформатора T_1 и конденсатора C_3 . Они совместно с коммутаторами S_1 и S_2 обеспечивают амплитудную модуляцию выходного напряжения измерительного моста с частотой 400 Гц . Напряжение с моста через усилитель A_1 поступает на демодулятор U , который выделяет низкочастотную огибающую напряжения.

Усиленное напряжение с частотой 400 Гц , управляет двигателем M , который перемещая щётку потенциометра R_9 , уравнивает мост и одновременно стрелку отчётного устройства на угол пропорциональный изменению C_x , т. е. количеству топлива. Приведенная погрешность СУИТ в нормальных условиях не превышает $\pm 2\%$, а при прочих не более $\pm 4\%$.

Аналогично работают системы измерения масла (СИМ) построенные на основе трансформаторного измерительного моста с амплитудой модуляцией и компенсацией изменения диэлектрических свойств масла, которые одновременно сигнализируют об избытке или недостатке масла.

Приведённая погрешность измерения масла при нормальных условиях не более $\pm 3\%$, дополнительная погрешность менее $\pm 8\%$.

3.8 Топливомеры с вычислителем

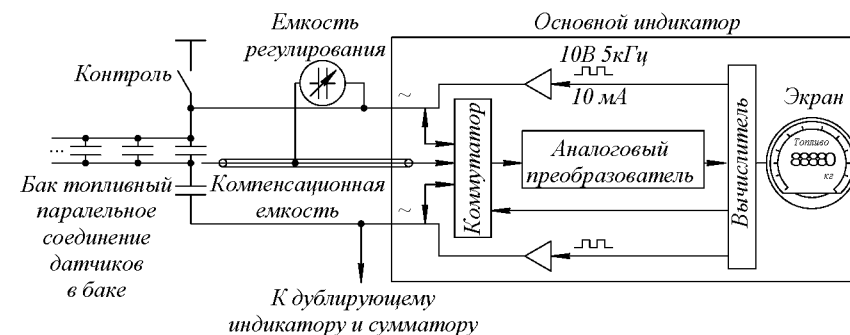


Рис. 3.9 – Топливомер с вычислителем

Датчики в баках (рис.3.9), соединенные параллельно, запитываются напряжением $\sim 10 \text{ В}$, 5 кГц , которые включены через коммутатор в одно из плеч моста переменного тока аналогового преобразователя. Коммутатор последовательно подключает датчики топливных баков, а аналоговый преобразователь выдает значения измеряемых ёмкостей, пропорциональных массе топлива в каждом баке, в цифровом виде в вычислитель, который пересчитывает значение ёмкости датчиков и выдает на экран суммарную массу топлива или массу топлива в каждом баке. Компенсационная емкость учитывает плотность топлива.

На рис. 3.10 изображена функциональная схема системы измерения топлива для одного бака самолёта А-320.

В каждом баке имеются измерительные датчики $D1 - D4$, включенные параллельно, и компенсационная ёмкость датчика $D5$, учитывающая плотность топлива при изменении температуры. Датчик $D6$ учитывает

сорта топлива и настраивается при отработке системы. Сенсор уровня топлива выдаёт сигналы для автомата расхода и заправки топлива. Все сигналы с учетом углов крена и тангажа поступают в аналоговые преобразователи, входящие в состав вычислителя, и последний вычисляет и выдаёт на цифровые индикаторы массу заправленного количества топлива и текущее значение массы топлива.

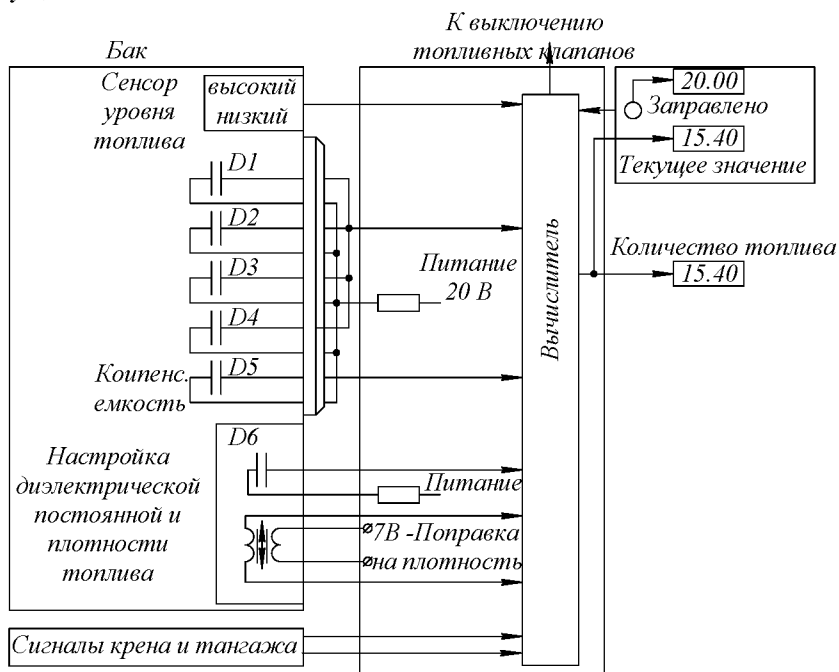


Рис. 3.10 система измерения количества топлива самолета А-320

3.9 Автоматы выравнивания (центровки)

Предназначены для поддержания центра тяжести самолёта в определённом положении при изменении запаса топлива, т.е. если расход по ба-

кам не одинаков, то задачу выравнивания решает автоматы центровки перекачкой топлива (АЦТ). Принцип действия АЦТ основан на сравнении параметров U или R пропорциональных количеству топлива в соответствующих баках.

Рассмотрим схему автомата выравнивания топливоизмерительной системы (ТИС) типа АЦТ5-1БТ, применяемой на самолёте ЯК-40 (рис. 3.11).

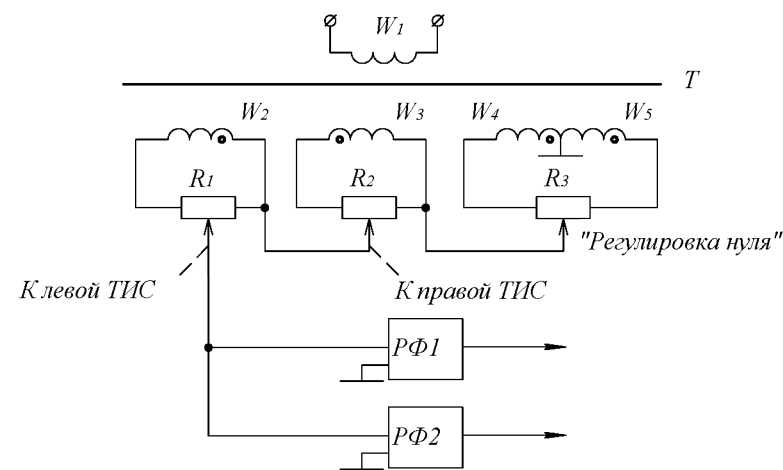


Рис. 3.11 – Схема автомата выравнивания АЦТ5-1БТ

Потенциометры R_1 и R_2 питаются от противофазных напряжений трансформатора T , которые с потенциометров подаются на параллельно подключенные реле $P\Phi_1$ и $P\Phi_2$.

Если выработка топлива из баков идет неравномерно, то при достижении определенной разности масс на входе $P\Phi_1$ появится напряжение достаточное для его срабатывания. Реле $P\Phi_1$ в зависимости от фазы входного напряжения вырабатывает сигнал пуска насосов для перекачки топлива с бака левого крыла в бак правого или наоборот.

Если разность масс продолжает увеличиваться то срабатывает реле $R\Phi_2$ и включает сигнал "Отказ АЦТ".

Автоматы выравнивания других типов ТИС отличаются тем, что потенциометры R_1, R_2 включаются в плечи мостовой резистивной схемы, на выходе которой включаются фазочувствительные реле.

3.10 Системы программного управления расходом топлива

Предназначены для управления очередностью выработки топлива из баков и централизованной заправкой топлива на самолете. Представляют собой многоканальные системы управления, состоящие из поплавкового датчика уровня топлива с индуктивным передающим преобразователем, измерительного моста и вторичного устройства (рис. 3.12).

В топливном баке устанавливается вертикально направляющая трубка, по которой скользит поплавок с цилиндрическим ферромагнитным сердечником. На трубке закреплена цилиндрическая катушка индуктивности. При достижении топливом определённого уровня поплавок вводит в магнитное поле катушки сердечника, что приводит к резкому возрастанию индуктивности катушки. На одной направляющей трубке может быть несколько катушек индуктивности с поплавками и сердечниками, которые помещены в трубу большего диаметра. Индуктивность L_1 , передающего преобразователя, включена в плечо индуктивного моста, тремя другими плечами которого являются индуктивность катушки L_2 и индуктивности обмоток W_1 и W_2 трансформатора T . При отсутствии ферромагнитного сердечника мост сбалансирован, а при входе его в катушку появляется сигнал разбаланса, который приводит к срабатыванию вторичного устройства, а также к появлению сигнала управления насосами топливной системы самолета и сигнализации на табло. Погрешность измерения по уровню составляет 2-10 мм.

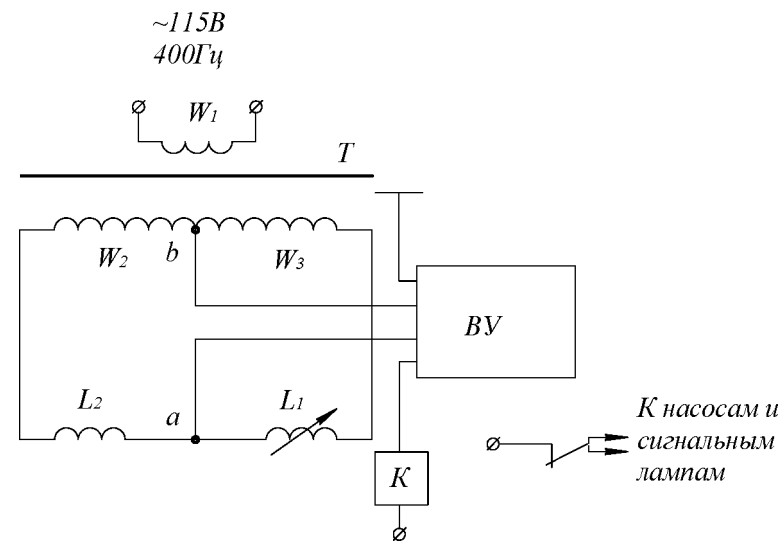


Рис. 3.12 – Схема канала системы управления очередностью выработки топлива

3.11 Погрешности электроёмкостных ТИС

Методические погрешности возникают:

1. Из-за ускорений и пространственного изменения положения BC топливо в баках перераспределяется, что приводит к изменению C_x ёмкости датчика.

Уменьшение погрешности обеспечивают измерением в горизонтальном положении BC и установкой нескольких датчиков в одном баке в различных местах, включенных параллельно.

2. Из-за изменения проводимостей датчика и кабелей, соединяющих датчик с измерительной системой.

В системах с модуляционными мостами эти погрешности уменьшены за счёт увеличения рабочей частоты моста и благодаря применению трёх электродной конструкции датчика.

3. Из-за неточного совпадения профиля датчика с характеристикой бака.

4. Из-за остаточной недокомпенсации изменения ёмкостного коэффициента и за счёт изменения температуры и наличия сортовых примесей в топливе.

Дополнительные погрешности возникают из-за температурных изменений размеров датчиков и баков, нелинейности и ступенчатости характеристик уравнивающих потенциометров, изменение в процессе эксплуатации зазоров между электродами датчиков и т. д.

3.12 Измерение расхода топлива

Методы измерения: переменного перепада давления, обтекания, тахометрический, термоанемометрический, ультразвуковой.

По расходу топлива определяют тягу (мощность) двигателя и экономичность полёта. Поэтому расход топлива измеряют с погрешностью не более $\pm 2\%$.

Измеряют в единицах объёма на единицу времени или в единицах массы на единицу времени. Соответственно обозначают Q и Q_m .

Замеряют суммарный расход за время между запуском и остановкой двигателя (обозначают буквой G), а так же мгновенный расход топлива G_m .

Приборы для измерения расхода топлива называют расходомерами. Приборы для измерения количества израсходованного топлива называют счётчиками количества топлива. В авиации наиболее широкое применение нашли турбинные тахометрические расходомеры и счётчики количества топлива.

3.13 Турбинный преобразователь расхода топлива

Состоит из струенаправляющего аппарата 1 и гидравлической крыльчатки 2 (рис. 3.13).

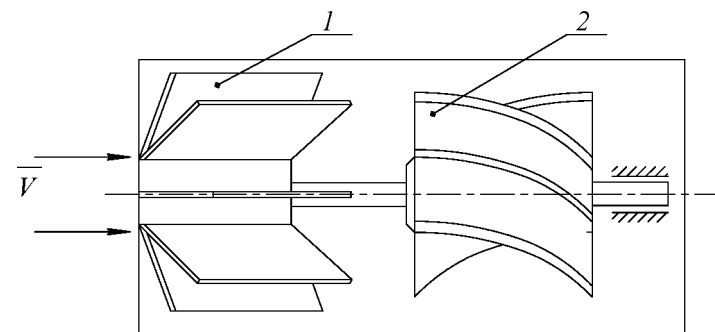


Рис. 3.13 – Турбинный преобразователь

Частота вращения нагруженной крыльчатки пропорциональна скорости протекания топлива:

$$n = kV, \quad (3.5)$$

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

$$V = \frac{Q}{S}. \quad (3.6)$$

Подставив выражение (3.6) в (3.5), получим:

$$n = \frac{k}{S} Q. \quad (3.7)$$

Если измеряют массовый расход топлива, то:

$$n = \frac{k}{\rho S} Q_m, \quad (3.8)$$

где ρ – плотность топлива.

Уравнение (3.8) является статической характеристикой ненагруженно-го турбинного преобразователя. Для анализа работы расходомера достаточно воспользоваться этим уравнением.

При нагруженной крыльчатке необходимо учитывать наличие моментов трения в подшипниках крыльчатки, а так же противодействующих моментов, создаваемых последующими механическими преобразованиями.

Количество топлива, потреблённое двигателем за время его работы равно:

$$G_M = \int_0^t Q_M dt,$$

где t – время работы двигателя.

Проинтегрировав левую и правую части уравнения (3.8), получим:

$$j = \frac{k}{rS} \int_0^t Q_M dt = \frac{k}{rS} G_M, \quad (3.9)$$

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. 3.14 изображен датчик расхода топлива ДРТМС10АТ.

В крыльчатке 4 датчика расхода закреплён постоянный магнит 3, при вращении которого в обмотке 2, расположенной на корпусе датчика, индуцируется ЭДС, которая подается в преобразователь ПЧН1Т.

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.

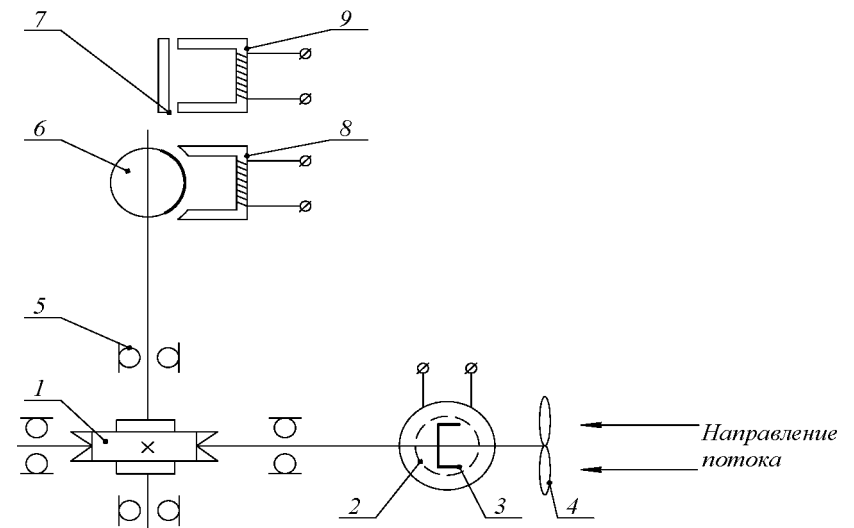


Рис. 3.14 – Электрокинематическая схема датчика расхода топлива ДРТМС10АТ

Для соединения датчика с внешней схемой имеется разъем.

3.14 Система измерения расхода топлива СИРТ1-2Т

Применяется на самолете ТУ-154 всех модификаций.

Технические данные:

1. Диапазон измеряемых часовых расходов топлива от 600 до 7000 кг/ч.
2. Максимальное значение запаса топлива по шкале указателя запаса – 50000 кг.
3. Погрешность системы при нормальных условиях:
 - а) по мгновенному расходу в диапазоне от 600 до 7000 кг/ч $\leq \pm 2\%$ от конечного значения шкалы и $\leq \pm 1,5\%$ при расходе 1400 кг/ч (основной расход);
 - б) по суммарному запасу $\pm 2\%$ от конечного значения шкалы.
4. Погрешность системы при условиях, отличных от нормальных:
 - а) по мгновенному расходу в диапазоне от 600 до 7000 кг/ч $\leq \pm 4,0\%$ от конечного значения шкалы, кроме основного (1400 кг/ч), на котором погрешность;
 - б) по суммарному запасу $\leq \pm 4\%$ от конечного значения шкалы.
5. Напряжение питания $\sim 115В$, $400Гц$, $U=27В$.

Структурная схема системы СИРТ1-2Т изображена на рис. 3.15.

Принцип измерения мгновенного расхода топлива заключается в преобразовании скорости потока топлива, протекающего через датчик, в показания указателя мгновенного расхода топлива в кг/ч.

При вращении крыльчатки, магнитное поле постоянного магнита крыльчатки индуцирует в катушках датчика ЭДС переменной частоты, которое поступает в преобразователь частоты ПЧН1Т, где частота преобразуется пропорционально расходу в напряжение.

Это напряжение сравнивается с опорным стабилизированным напряжением и посредством следящей системы, состоящей из усилителя УСС2Т, исполнительного двигателя и потенциометра отработки, перемещается стрелка указателя расхода.

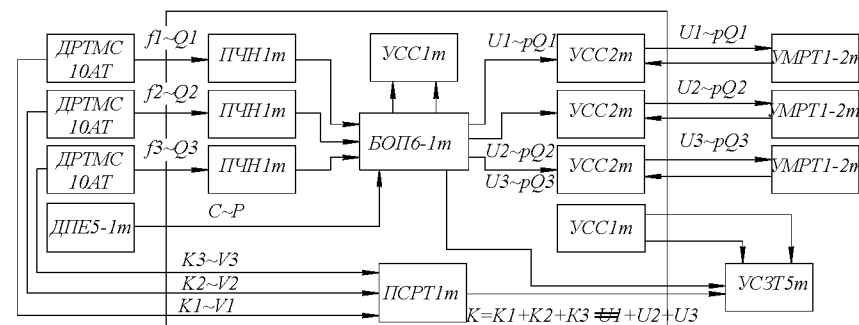


Рис. 3.15 – Структурная схема системы измерения расхода топлива СИРТ1-2Т

Поправка на плотность в измерение мгновенного расхода вносится автоматически и непрерывно путем потенциометрического умножения по формуле:

$$G = \rho \cdot Q,$$

где G – количество топлива;

ρ – плотность топлива;

Q – расход топлива.

Измерение плотности осуществляется с помощью специального датчика, блока БОП6-1м и усилителя УСС1.

Датчик плотности представляет собой плоский конденсатор, емкость которого изменяется в зависимости от плотности топлива. Датчик плотности включен в цепь измерительного емкостного моста, находящегося в блоке БОП6-1м. С помощью потенциометрической следящей системы осуществляется измерение действительной плотности и непрерывное внесение поправки на плотность топлива.

Принцип измерения запаса топлива заключается в следующем.

Импульсы с трех датчиков расхода поступают на вход преобразователя ПСП1м, где происходит усиление, формирование и распределение входящих импульсов в определенной последовательности, с последующим преобразованием их в угловое перемещение стрелки указателя запаса топлива. В показания запаса топлива периодически, через определенные пор-

ции протекающего топлива, вводится поправка в виде дополнительного углового перемещения в ту или другую сторону пропорционально плотности.

3.15 Погрешности расходомеров и счетчиков количества топлива

Методические погрешности возникают:

- из-за непостоянства нагрузки на турбину преобразователя расхода при изменении вязкости топлива, трения в подшипниках, наличия реакции передающих преобразователей;
- из-за изменения текущего значения плотности топлива или неполной коррекции на плотность топлива;
- из-за неравномерного распределения скорости течения топлива по поперечному сечению преобразователя расхода.

Для уменьшения этой погрешности устанавливают перед и после турбиной прямые лопатки, которые расположены параллельно оси турбины.

Инструментальные погрешности вызваны изменением геометрических размеров турбинного преобразователя расхода, и изменением электрических параметров измерительной схемы.

При эксплуатации расходомеры периодически проверяют и производят техническое обслуживание с использованием КПА.

При проверках определяют основную погрешность расходомеров, а также сопротивление изоляции $R_{из} \geq 100 \text{ МОм}$, и емкость датчика не должна отличаться от указанной в паспорте более, чем на 0,8% у сухого датчика, или 0,5% при заполнении датчика топливом с плотностью 0,8 г/см³. Наиболее часто отказы возникают из-за засорения или износа подшипников турбинного преобразователя.

3.16 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:

$$s_e = S_e \cdot \sin \omega_e t, \quad (3.10)$$

где s_e – текущее значение виброперемещения;

S_e – амплитуда вибрации;

ω_e – круговая частота вибрации.

Кроме того, вибрация характеризуется такими параметрами, как частотой f , виброскоростью V_e , виброускорением a_e или виброперегрузкой n_e , которые связаны между собой соотношениями:

$$V_e = \frac{ds_e}{dt} = S_e \cdot \omega_e \cdot \cos \omega_e t;$$

$$a_e = \frac{dV_e}{dt} = -S_e \cdot \omega_e^2 \cdot \sin \omega_e t;$$

$$n_e = \frac{a_e}{g} = \frac{f^2 \cdot S_e}{250},$$

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. 3.16).

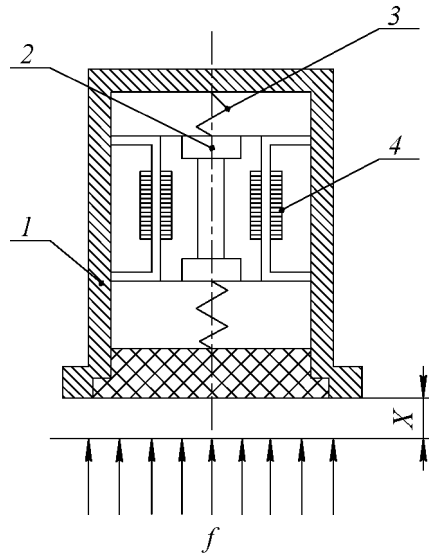


Рис. 3.16 – Конструкция датчика виброметра

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

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

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

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:

$$\lambda = \frac{\gamma^2}{\sqrt{(1-\gamma^2)^2 + 4d^2\gamma^2}}, \quad (3.11)$$

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

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

На рис. 3.17 изображена АЧХ ВИП.

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.

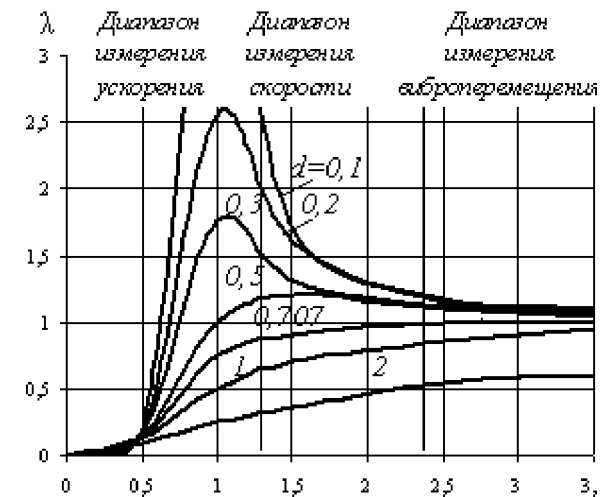


Рис. 3.17 – Амплитудно-частотная характеристика виброизмерительного преобразователя

В турбореактивных двигателях (ТРД) частота вращения роторов изменяется в зависимости от требуемой тяги, и вибрацию, следовательно, необходимо контролировать в определенном частотном диапазоне, а нормируют уровень вибрации по допустимому значению виброскорости приборами ИВ-200, ИВ-300, структурная схема которых приведена ниже (рис. 3.18).

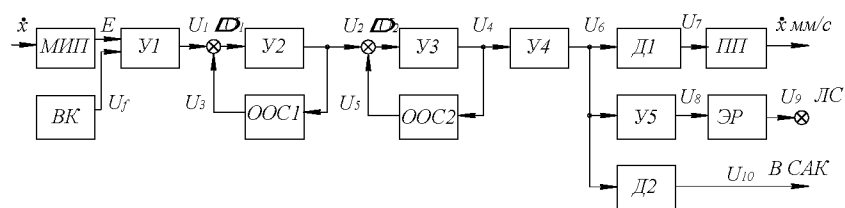


Рис. 3.18 – Структурная схема измерителя виброскорости

Работа. ЭДС с магнитоиндукционного преобразователя МИП после усиления усилителем Y_1 , обладающим большим и постоянным входным сопротивлением, усиливается двумя усилителями Y_2, Y_3 , каждый из которых охвачен частотно-зависимой отрицательной обратной связью (ООС1, ООС2). Последовательное включение усилителей Y_2 и Y_3 с ООС позволяет получить требуемую полосу пропускания частот в несколько десятков Гц.

Выходной сигнал U_4 с усилителя Y_3 , усиленный по напряжению и мощности усилителем Y_4 , поступает на детекторы D_1 и D_2 , и соответственно на показывающий прибор III , и в систему автоматического контроля САК. Одновременно сигнал U_6 подается на усилитель Y_5 . Если выходное напряжение U_8 достигает заданного предельного значения виброскорости, срабатывает электронное реле $ЭР$, включающее световую сигнализацию $ЛС$.

Структурная схема виброметра ускорения типа ИВ-41 приведена ниже (рис. 3.19).

Работа. ЭДС с МИП фиксированной частоты, в несколько единиц Гц необходимо усилить, что обеспечивается включением частотно-зависимой отрицательной обратной связью ООС в усилителе Y . Усиленное напряжение U_1 после детектора D поступает на показывающий прибор III и на вход ждущего мультивибратора M . Мультивибратор срабатывает при достижении предельного значения уровня виброускорения. При этом включается электронное реле $ЭР$ и загорается лампа световой сигнализации предельного значения виброускорения.

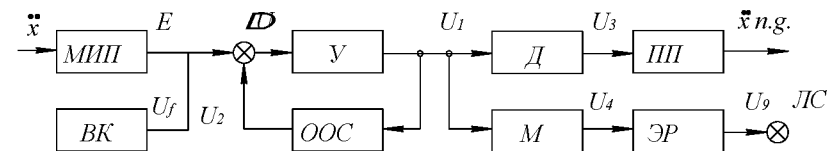


Рис. 3.19 – Структурная схема виброметра ускорения

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 градуировки шкалы соответственно mm/c и от 0 до 7 g.

3.17 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, не стабильности коэффициента усиления усилителя, изменения параметров показывающего прибора и т.д.

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

3.18 Указатели заданного положения

Предназначены для индикации положения дистанционно управляемых частей самолета (закрылков, стабилизатора, руля высоты и т.д.). На рис. 3.20 представлена схема указателя заданного положения.

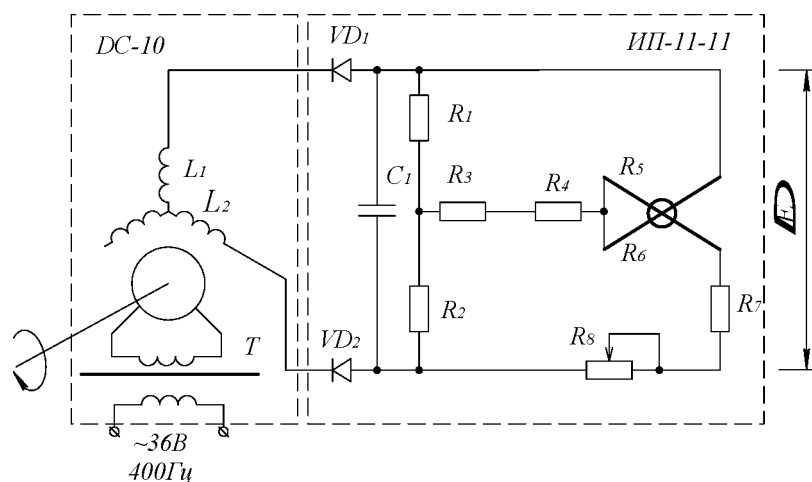


Рис. 3.20 – Схема указателя заданного положения

ДС-10 – датчик сельсинный.

ИИ-11-11 – индикатор положения.

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 $VD1$, $VD2$ и конденсатор C_1 .

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 индуктируются ЭДС различные по амплитуде, мост выходит из равновесия, появляется ΔE пропорциональная углу поворота ротора.

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

3.19 Измерители высоты полета. 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 не постоянны у поверхности Земли, то используется понятие условной атмосферы в соответствии с ГОСТ 4401-73. Среднее изменение температуры с подъёмом на высоту до 11000 метров по этому ГОСТу учитываются с помощью температурного

градиента высоты $\tau_g = 0,0065 \text{ К/м}$. Зависимость температуры от высоты имеет вид:

$$T = T_0 - \tau_g H. \quad (3.12)$$

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:

$$p = P_0 \left[1 - \frac{\tau_g}{T_0} H \right]^{\frac{g_0}{\tau_g R_{yo}}}, \quad (3.13)$$

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

g – ускорение свободного падения.

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

$$p = P_{11} e^{-\frac{g_0(H-H_{11})}{R_{yo}T_{11}}}, \quad (3.14)$$

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

$$T_{11} = 216,65 \text{ К}.$$

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

$$H = \frac{T_0}{\tau_g} \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{\frac{\tau_g R_{yo}}{g_0}} \right] \text{ для } H \leq 11 \text{ км и} \quad (3.15)$$

$$H = H_{11} + \frac{R_{yo} T_{11}}{g_0} \ln \frac{P_{11}}{P} \text{ для } 11 \text{ км} < H \leq 20 \text{ км}, \quad (3.16)$$

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.

3.20 Механические высотомеры

Основными элементами являются $УЧЭ$ в виде aneroidных коробок и ПММ. Герметичный корпус высотомера соединяется с приёмником статического давления. При изменении высоты, меняется статическое давление, изменяется давление на мембраны aneroidной коробки, перемещение которой через ПММ передаётся к стрелке прибора (рис.3.21).

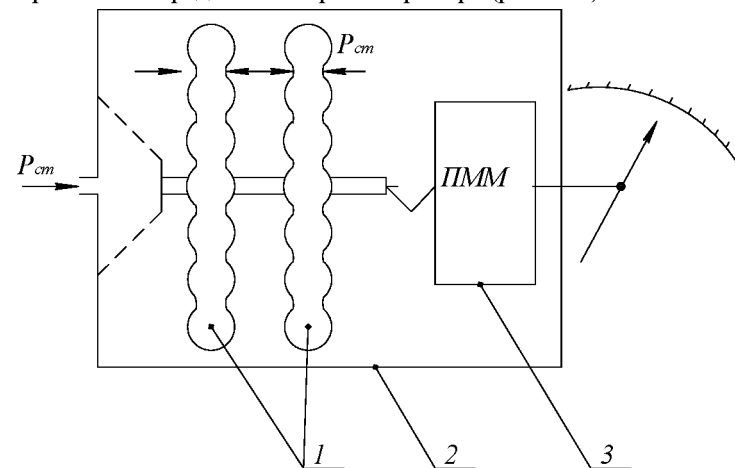


Рис. 3.21 – Конструкция механического высотомера

1. Aneroidные коробки.
2. Герметичный корпус.
3. Передаточно-множительный механизм.

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

Для возвращения стрелки прибора в нулевое положение при изменении атмосферного давления механизм высотомера выполнен поворотным, коррекцию по давлению вносят с помощью кремальеры. Перед взлётом

кремальерой устанавливают стрелки высотомера в нулевое положение, а при изменении высоты относительно места посадки кремальерой по шкале давления устанавливают барометрическое давление места посадки. Так задают исходные нулевые отметки при измерении относительной высоты.

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

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

Так же они возникают из-за изменения рельефа местности относительно уровня моря. Отклонение параметров атмосферы от нормальной погрешности могут быть обусловлены изменением давления у Земли и изменением закона распределения температуры воздуха по высотам. Для компенсации погрешности по высотам при измерении истинной высоты используются специальные географические карты, по которым вводятся поправки в показания высотомера или сведения, передаваемые по радио. Так же 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 t° , которая колеблется от -60 до $+60^{\circ}$ C, в то время, как градуировка высотомеров производится при нормальной температуре. Особенно сильное влияние на показания прибора оказывает изменение модуля упругости материала анероидной коробки от изменения температуры. Погрешность от ΔT можно оценить по формуле:

$$\Delta P_{\tau} = -\beta_E P \Delta T, \quad (3.17)$$

где β_E - температурный коэффициент модуля упругости.

Если погрешность ΔP_{τ} выразить через ΔH_{β} , то можно получить:

$$\Delta P_{\tau} = \Delta H_{\beta} \zeta_H, \quad (3.18)$$

$$\text{где } \zeta_H = \frac{dP}{dH} - \text{барометрический коэффициент.}$$

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

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

- до 1800 м – ± 40 м;
- до 3900 м – ± 50 м;
- до 6000 м – ± 60 м;
- до 7800 м – ± 70 м;
- до 9600 м – ± 80 м;
- до 11600 м – ± 100 м;
- до 12100 м – ± 110 м.

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

3.21 Электромеханические высотомеры

Преобразователи давления применяются потенциметрического и индукционного типа.

Простейший преобразователь потенциметрического типа изображен на рис. 3.22.

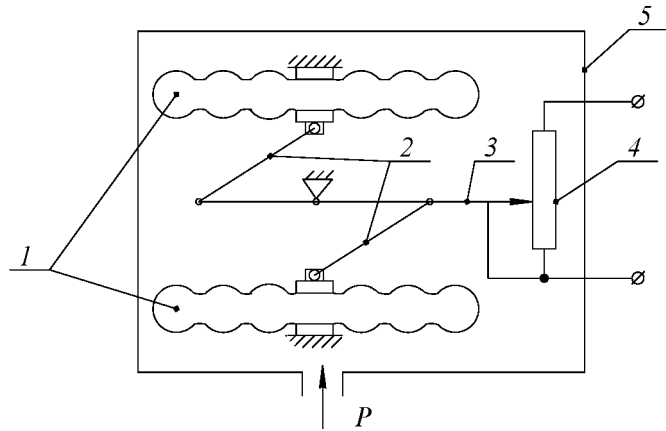


Рис. 3.22 – Преобразователь давления потенциметрического типа

1. Анероидные коробки.
2. Кривошипно-шатунная передача.
3. Щётка потенциметра.
4. Потенциомтр.
5. Герметичный корпус.

Функциональная схема высотомера индукционного типа изображена на рис. 3.23.

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

для обработки или измерения. С помощью устройства ввода кремальерой устанавливают давление P_0 перед взлётом у Земли.

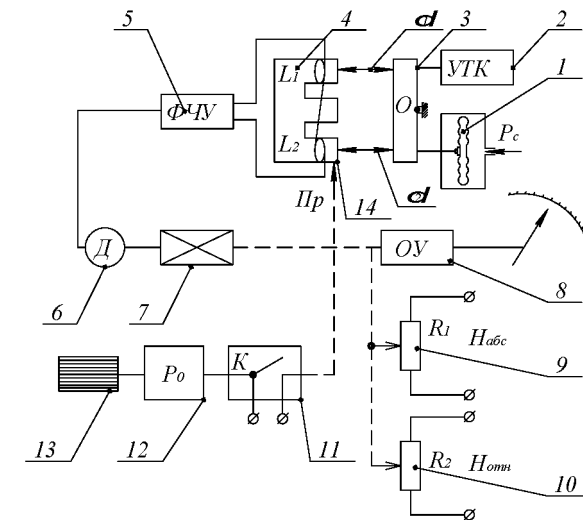


Рис. 3.23 – Преобразователь давления индукционного типа

- 1 – Анероидная коробка.
- 2 – Анероидная коробка.
- 3 – Анероидная коробка.
- 4 – Устройство температурной компенсации.
- 5 – Магнитопровод индуктивного типа.
- 6 – Индукционный узел с катушками L_1 , L_2 .
- 7 – Фазочувствительный усилитель.
- 8 – Двигатель.
- 7 – Редуктор.
- 8 – Отчётное устройство.
- 9 – Потенциомтр абсолютной высоты.
- 10 - Потенциомтр относительной высоты
- 11, 12, 13 - Устройство ввода атмосферного давления P_0 у Земли с кремальерой.
14. – Противодействующая пружина.

Погрешность измерения ВЭМ-72ПБ при нормальных условиях не превышает следующих значений:

От 0 м до 900 м – ± 10 м.

От 900 м до 6000 м – ± 15 м.

От 6000 м до 10100 м – ± 20 м.

При прочих условиях погрешность увеличивается.

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

От 500 м до 15000 м: R_1 от 73,4 Ом до 900 Ом;

R_2 от 926,6 Ом до 100 Ом.

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

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

3.22 Корректор – датчик высоты типа КЗВ

Предназначен для выдачи сигналов в виде напряжений постоянного и переменного тока частотой 400 Гц, пропорциональных отклонению ΔH самолёта от заданной высоты полёта (рис. 3.24).

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

КЗВ включает в себя: чувствительный элемент (ЧЭ с ПММ); индукционный преобразователь (ИП); фазочувствительный усилитель (ФЧУ); усилитель (У); двигатель (М); генератор скоростной обратной связи (Г); редуктор (Р); узел потенциометров (В); реле включения режима коррекции (K_1, K_2); реле включения режима “программа” (K_3, K_4).

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

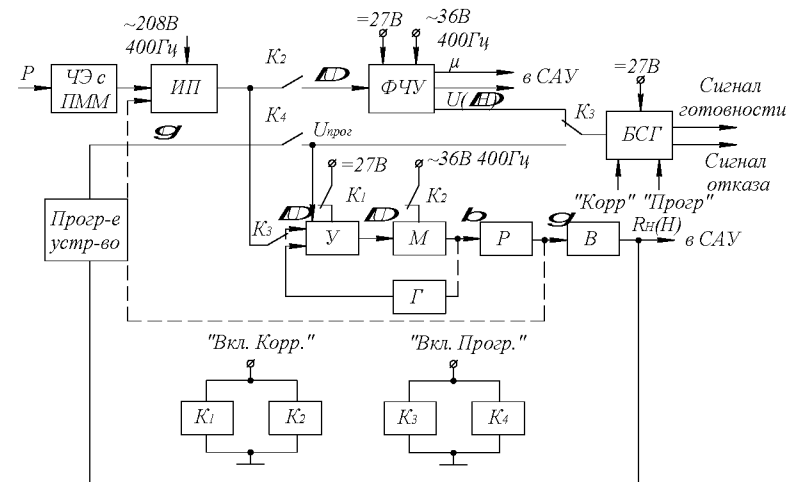


Рис. 3.24 – Функциональная схема корректора - датчика высоты

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

В режиме работы от программного устройства $KЗВ$ 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 B образует мостовую схему, выходной сигнал с которой поступает на усилитель V , и двигатель отработывает заданную высоту стабилизации, изменяя значения $R_H(H)$.

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

3.23 Измерители индикаторной скорости

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

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{P_1}{\rho_1} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{P_2}{\rho_2}, \quad (3.19)$$

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

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

ρ_1 – плотность воздушной среды в набегающем потоке;

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

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

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{P_1}{\rho_1} = \frac{P_2}{\rho_2}. \quad (3.20)$$

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

$$P_n - P = P_{дин} = \rho \frac{V^2}{2}, \quad (3.21)$$

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

На практике

$$P_{дин} = \varepsilon_n \rho \frac{V^2}{2}, \quad (3.22)$$

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

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

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

или

$$P_{дин} = P_n - P = P \left\{ \left[\frac{(k-1)}{2kR_{yo}T} V^2 + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right\}, \quad (3.23)$$

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

Уравнение (3.23) характеризует $P_{дин}$ для скоростей полёта $200 \text{ км/ч} \leq V \leq a$ (a – скорость звука).

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

$$V_u = \sqrt{2R_{yo}T_0 \left(\frac{k}{k-1} \right) \left[\left(\frac{P_{дин} + P}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}, \quad (3.24)$$

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

Таким образом, для измерения скорости V_u необходимо получить

$$P_{дин} = P_n - P.$$

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

Рассмотрим принципиальную схему указателя скорости (рис. 3.25).

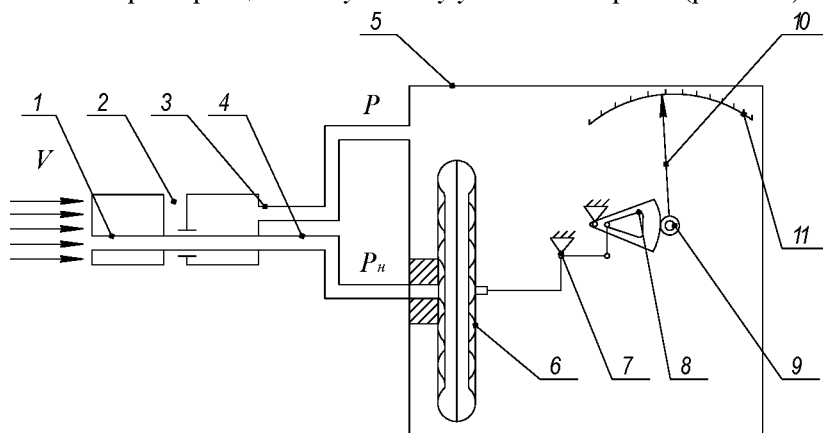


Рис. 3.25 – Принципиальная схема указателя скорости

Состав:

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

11 – шкала.

Давление P_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 передаётся на стрелку указателя, шкала которого отградуирована в единицах скорости (км/ч).

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

Наибольшие инструментальные погрешности вызваны трением и влиянием температуры.

Для уменьшения погрешности от трения применяется манометрическая коробка с нелинейной характеристикой по давлению и ПММ с постоянным передаточным отношением, а ВЧЭ с таким профилем, при котором прогиб жёсткого 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.

3.24 Измерители истинной воздушной скорости и числа М

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

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

С учётом этой зависимости истинную скорость вычисляют по формуле:

$$V = \sqrt{2R_{yo} \frac{k}{k-1} T_T \left[1 - \left(\frac{P_{оин}}{P} + 1 \right)^{\frac{1-k}{k}} \right]}. \quad (3.25)$$

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

$$M = \frac{V}{a} = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{P_{оин}}{P} + 1 \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (3.26)$$

Из формул 3.25 и 3.26 видно, что для определения скорости V необходимо измерять давление $P_{оин}$, P и температуру T на высоте полёта, а для измерения числа M – только давления $P_{оин}$ и P .

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

$$V = \sqrt{\frac{2R_{yo}TP_{оин}}{P}}. \quad (3.27)$$

Температура T окружающего воздуха определяется по формуле:

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

Тогда формула (3.27) примет вид:

$$V = P_0^{-0.1} \sqrt{2R_{yo}T_0} \frac{P_{оин}^{0.5}}{P^{0.4}}. \quad (3.28)$$

Измерители истинной скорости имеют манометрическую коробку с характеристикой, пропорциональной величине $P_{оин}^{0.5}$, а анероидную (температурная компенсация) – величине $P^{0.4}$.

В авиации применяют комбинированные указатели скорости V и V_u , схема которого представлена на рис. 3.26.

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

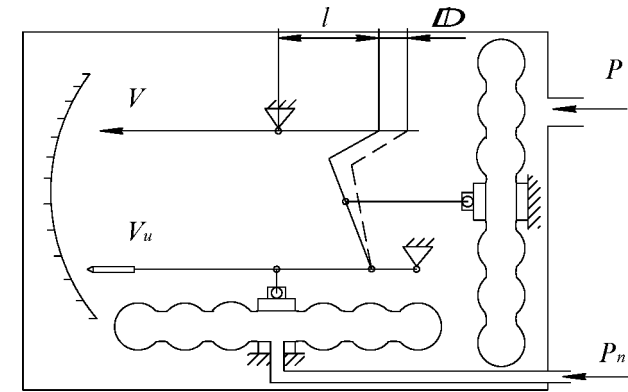


Рис. 3.26 – Схема комбинированного указателя истинной и индикаторной скорости

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

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

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

Упрощённую формулу (3.27) для M можно записать:

$$M = \sqrt{\frac{2 P_{\text{дин}}}{k P}}. \quad (3.29)$$

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

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

3.25 Измерители вертикальной скорости

Методы измерения:

- интегрирование вертикальных ускорений;
- измерение вертикальной составляющей V ;
- дифференцирование сигнала датчика высоты;
- пневмомеханическое дифференцирование статического давления P .

Последний применяется в вариометре, схема которого приведена ниже (рис. 3.27).

Статическое давление P , почти мгновенно через пневмопровод 3, устанавливается в полости манометрической коробки и одновременно через капилляр 2 медленно изменяется в полости корпуса 1. Чем быстрее будет изменяться P , тем большая разница давлений будет между давлением в манометрической коробке и давлением в корпусе вариометра. Шкала проградуирована от «0» в обе стороны пропорционально разности давлений. Если ПММ имеет постоянное передаточное отношение, то шкала получится равномерной. Но при больших вертикальных скоростях необходимо понижение чувствительности прибора до $\pm 1 м/с$, и в то же время при ма-

лых скоростях вариометр должен иметь большую чувствительность. Поэтому с помощью кулисного механизма изменяют передаточное отношение ПММ, а шкала имеет затухающий характер градуировки.

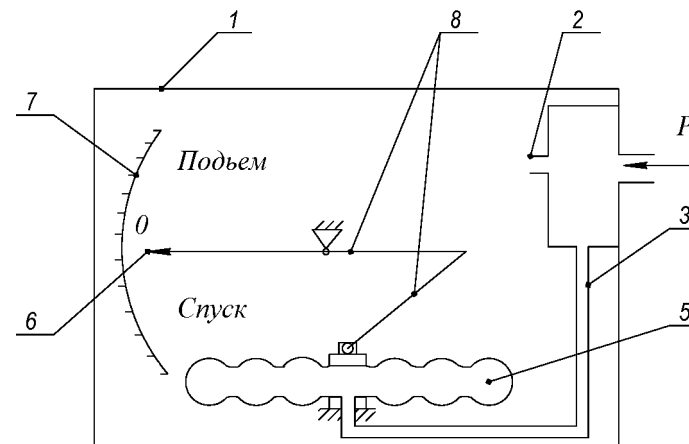


Рис. 3.27 – Схема вариометра

Состав:

- 1 - корпус;
- 2 - капилляр;
- 3 - пневмопровод;
- 4 - ПММ;
- 5 - манометрическая коробка;
- 6 - стрелка;
- 7 - шкала.

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 $0 м/с$ до $\pm 20 м/с$, а далее непрерывно затухает.

Методические погрешности возникают вследствие расхождения $T_{\text{кап}}$ (температуры капилляры), T_k (температуры корпуса), T (температуры атмосферы), а так же запаздывания изменения давления внутри корпуса прибора.

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

$$\Delta g_k = g'_k \left(\frac{T_{\text{кап.}}^2}{T_k T} - 1 \right), \quad (3.30)$$

где g'_k – градуировочное значение изменяемой разности давлений.

Эта погрешность убывает по мере уменьшения скорости V_e и в горизонтальном полёте $\Delta g_k = 0$. Для уменьшения погрешности применяют температурные компенсаторы. Погрешность из-за запаздывания давления внутри корпуса объясняется тем что вариометр представляет аperiодическое звено с постоянной времени τ_e . Уменьшить τ_e можно увеличив диаметр или уменьшив длину капилляры, но тогда падает чувствительность прибора на малых скоростях. Поэтому увеличивают чувствительность манометрической коробки.

Инструментальные погрешности аналогичны высотомерам.

3.26 Измерители углов атаки и скольжения

Применяется аэрометрический метод, использующий воздействие воздушного потока на флюгер. Флюгер (рис. 3.28) представляет собой обтекаемое симметричное тело в виде крыла и способное вращаться вокруг оси θ , преобразуя угловое перемещение потенциометром в электрический сигнал.

Устанавливающий аэродинамический момент равен:

$$M_\phi = m_a S_\phi v \frac{\rho V^2}{2}, \quad (3.31)$$

где m_a – коэффициент, зависящий от угла α или β ;

S_ϕ – площадь крыльев флюгера;

v – длина хорды;

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

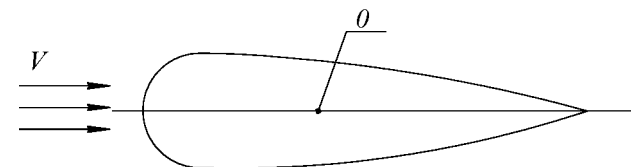


Рис. 3.28 – Флюгер

Рассмотрим датчик углов атаки и скольжения, совмещенный с приёмником воздушного давления (рис. 3.29).

Угол поворота флюгеров 1 относительно штанги 3 пропорционален углу скольжения, а угол поворота флюгеров 2 – углу атаки. Вращение осей флюгеров передаётся щёткам потенциометров, выдающие электрические сигналы пропорционально углам атаки α и скольжения β . Потенциометры смонтированы внутри корпуса штанги.

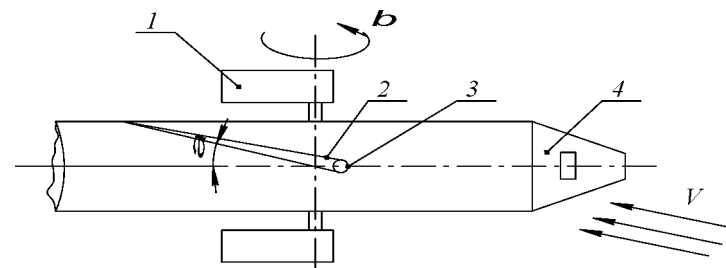


Рис. 3.29 – Датчик углов атаки и скольжения

1. Флюгер угла скольжения β ;
2. флюгер угла атаки α ;
3. штанги;
4. корпус датчика.

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

3.27 Приёмники воздушных давлений

Под статическим давлением P понимают давление, оказываемое воздушной средой на единицу боковой поверхности тела, движущегося в воздушной среде с её скоростью. Под полным давлением P_n понимают давление, приходящееся на единицу поверхности тела, плоскость которого перпендикулярна вектору скорости V набегающего потока. Статическое и полное давления измеряются приёмниками воздушных давлений ПВД, которые конструктивно могут быть объединены. Рассмотрим приёмник полного давления (рис. 3.30).

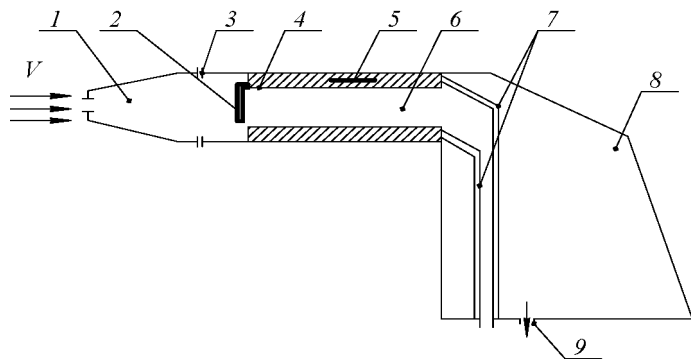


Рис. 3.30 – Приёмник полного давления

Состав:

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. Приёмник обогревается элементом 5 из никелевой проволоки, подключаемый через провода 7 к бортовой сети $\pm 27В$.

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

Погрешности ПВД:

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

Для компенсации аэродинамических погрешностей восприятия статического давления, может быть использован вычислитель аэродинамической поправки ВАП. На рис. 3.31 приведен график ошибки статического давления, которая зависит от числа M , угла атаки, а также места установки датчиков на самолёте.

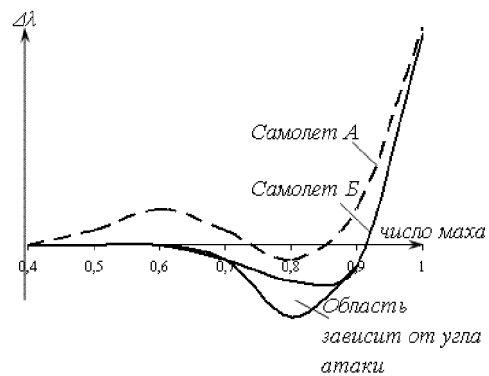


Рис. 3.31 – Ошибка приёмника статического давления

Для уменьшения погрешностей на самолёте устанавливают несколько датчиков полного и статического давлений. На рис. 3.32 представлена система полного и статического давлений самолёта А-320, состоящая из трёх приёмников полного давления, шести приёмников статического давления, преобразователей давления (ИД) в последовательный код интерфейса обмена ARINC-429 и аналоговых указателей. Трёхканальная система измерения полного и статического давлений позволяет наиболее точно производить вычисления значения этих давлений с учётом угла атаки и вычисления аэродинамической поправки.

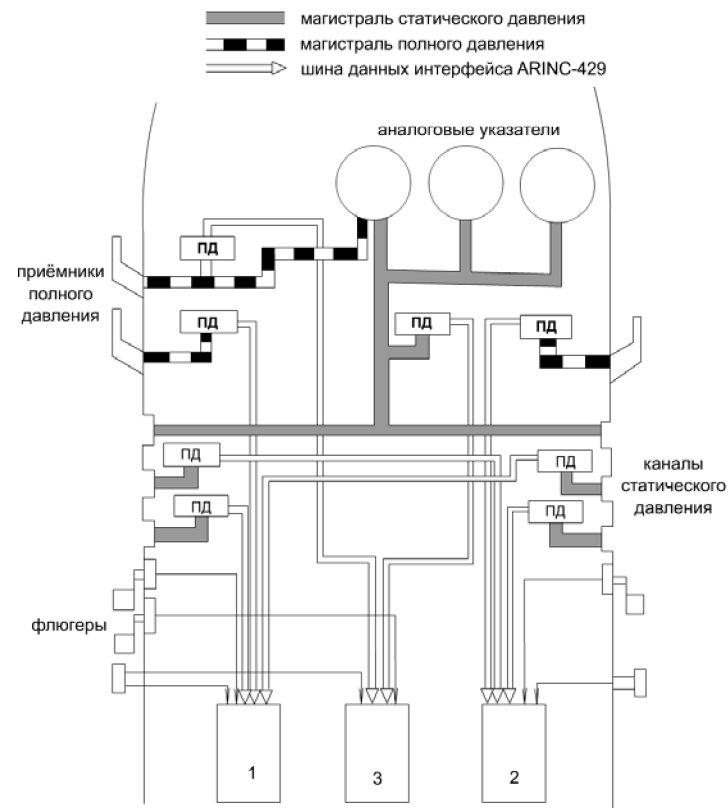


Рис. 3.32 – Система полного и статического давлений самолёта А-320

4 Комплексные измерители высотно-скоростных параметров

4.1 Системы воздушных сигналов. Общие сведения

Системы воздушных сигналов (СВС) предназначены для комплексного измерения высотно-скоростных параметров и централизованного снабжения ими различных потребителей. К таким параметрам относятся: число M , истинная воздушная скорость V , индикаторная скорость V_u , относительная барометрическая высота $H_{отн}$, абсолютная барометрическая высота H , температура наружного воздуха T , отклонения ΔM , ΔH , ΔV (числа M , высоты H , скорости V_u) от заданных значений.

СВС используется в системе автоматического управления САУ-1Т для стабилизации угла тангажа ϑ , числа M , скорости V_u и высоты полета H .

В одних СВС производится автоматическое решение расчетных зависимостей отдельно от указателей вычислителя, а последний выдает бортовым потребителям и указателям электрические сигналы, пропорциональные измеряемым параметрам.

В других решение расчетных зависимостей производится в вычислителях, совмещенных конструктивно с указателями, и сигналы выдаются указателями.

Рассмотрим типовые схемы систем воздушных сигналов, типа ЦСВ (рис. 4.1), типа СВС-ПН (рис. 4.2), типа СВС (рис. 4.3).

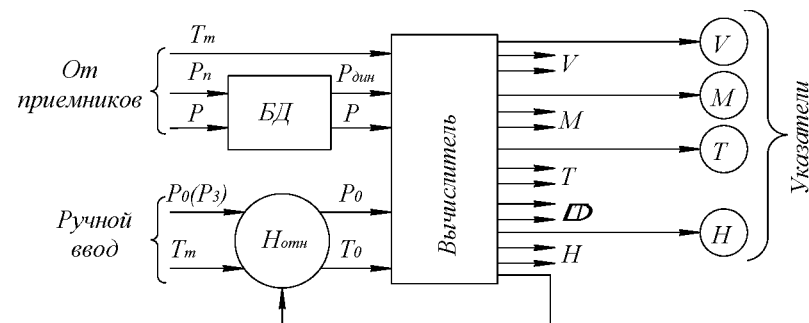


Рис. 4.1 – СВС типа централи скорости и высоты (ЦСВ)

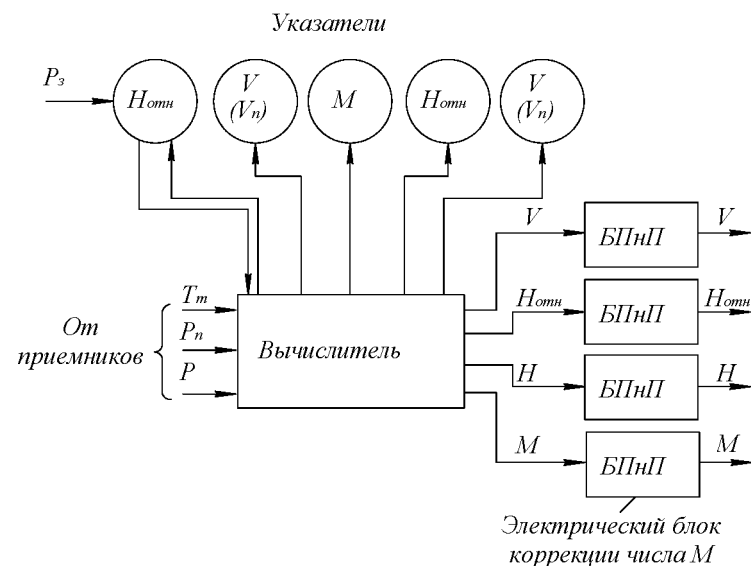


Рис. 4.2 – СВС типа преобразователя напряжения (ПН)

В схеме СВС типа ЦСВ P_n и P поступают в блок датчиков давлений $БД$, который выдает значения P и $P_{отн}$ в виде электрических сигналов, пропорциональных этим давлениям, а приемник температуры выдает электрический сигнал пропорциональный температуре окружающей среды. При необходимости в вычислители могут вводиться вручную значе-

ния давления P_0 и температуры T_0 у поверхности Земли, давление P_3 заданного уровня. С вычислителя сигналы идут на указатели и к бортовым потребителям.

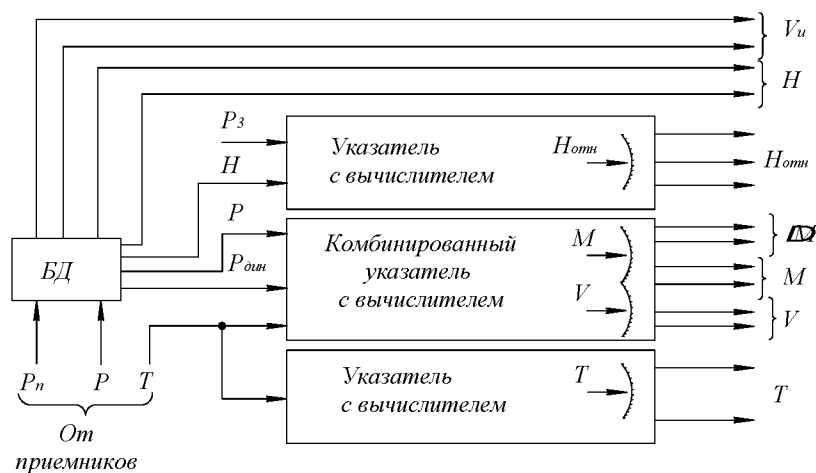


Рис. 4.3 – СВС типа СВС

В схеме СВС типа СВС-ПН потенциметрический блок преобразования напряжения БПНП предназначен для преобразования сигналов напряжений в сигналы в виде относительных сопротивлений. Блок датчика давлений $P_{отн}$ и P совмещен с вычислителем.

В схеме типа СВС решение расчетных зависимостей производится в вычислителях, совмещенных конструктивно с указателями, и сигналы выдаются указателями.

4.2 Системы СВС с вычислительными устройствами, совмещенными с указателями

В системах СВС решаются зависимости 3.15, 3.16, 3.24, 3.26. В основу вычислительных устройств положены мостовые схемы, в которых на вход усилителя следящей системы поступает сигнал рассогласования с задающих и обрабатывающих потенциометров, который после усиления приводит во вращение ротор двигателя. Двигатель перемещает щетки потенциометров обработки, выходных потенциометров и подвижные элементы синусно-косинусных трансформаторов, а также стрелку визуального отсчета. Для получения относительных сопротивлений, пропорциональных выходным параметрам P , H , $P_{отн}$, $V_{и}$ используется блок датчиков давлений БД, которые выдаются функциональными потенциометрами блока.

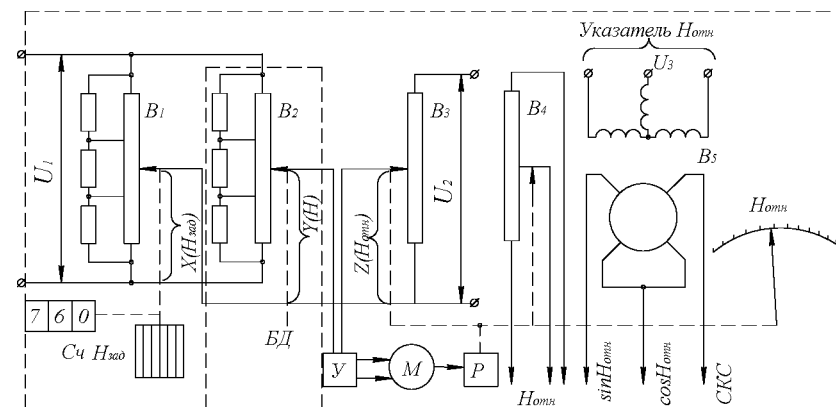


Рис. 4.4 – Принципиальная схема указателя $H_{отн}$

Рассмотрим принципиальную схему указателя $H_{отн}$ с вычислителем построенного по типовой потенциметрической схеме вычитания, решающей зависимость $H_{отн} = H - H_{зад}$ (рис. 4.4).

Входные параметры:

- H в виде перемещения $y(H)$ щетки потенциометра B_2 блока датчиков;

- $H_{зад}$ в виде перемещения $x(H_{зад})$ щетки потенциометра B_1 при повороте ручки ввода $H_{зад}$, значение которого отражается в счетчике.

Условие равновесия моста:

$$U_1 \bar{R}_{H_{зад}} + U_2 \bar{R}_{H_{отн}} = U_1 \bar{R}_H,$$

где $\bar{R}_{H_{зад}}$, $\bar{R}_{H_{отн}}$, \bar{R}_H – относительные сопротивления, пропорциональные $H_{зад}$, $H_{отн}$, H .

При $U_1 = U_2$ имеем: $\bar{R}_{H_{отн}} = \bar{R}_H - \bar{R}_{H_{зад}}$.

При рассогласовании моста двигатель через редуктор перемещает щетку потенциометра B_3 до наступления равновесия моста, а также стрелку указателя $H_{отн}$, подвижные элементы СКТ B_5 и щетку потенциометра B_4 .

4.3 Комбинированный указатель числа M и скорости V (УМС)

В этой схеме решаются уравнения 3.25 и 3.26.

УМС имеет два канала решения: числа M (ΔM) и скорости V . Включает в себя: усилители Y_1 (канал числа M); Y_2 (канал скорости V); двигатели M_1, M_2 ; функциональный потенциометр B_3 отработки числа M ; выходной потенциометр B_4 канала числа M ; функциональный реостат B_5 , выдающий сигнал пропорционально функции $f(M)_V$; функциональный реостат B_6 , реализующий функцию $f(M)_T$; выходной потенциометр

реализующий функцию $f(M)_T = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{k-1}{2}M^2 + 1\right)}}$; выходной потенциометр

B_7 , выдающий отклонение ΔM ; СКТ B_{10}, B_{11} ; реостат B_8 отработки канала

скорости V ; выходные потенциометры B_9 ; резисторы R_1, R_2, R_3 канала скорости V ; редукторы P'_1, P'_2 .

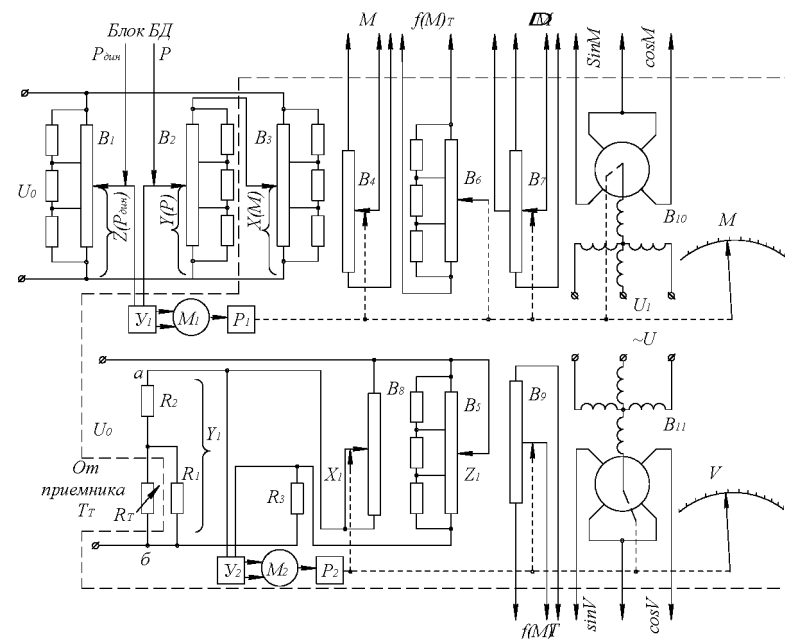


Рис. 4.5 – Комбинированный указатель числа M и скорости V (УМС)

В канале числа M решается зависимость:

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

Входные параметры $P_{отн}$ и P , поступающие из блока БД в виде относительных сопротивлений потенциометров B_1 и B_2 .

Условие равновесия моста: $U_z = U_y$, при этом (если пренебречь влиянием шунтирующих сопротивлений) можно получить:

$$\bar{R}_x = \bar{R}_z / \bar{R}_y,$$

где $\bar{R}_x, \bar{R}_z, \bar{R}_y$ – относительные сопротивления.

При разбалансе моста сигнал через усилитель включает двигатель M , и через редуктор двигает щетки B_3, B_4, B_6, B_7 , подвижные элементы СКТ, стрелку указателя и щетку B_5 как функцию $f(M)_V$, выдавая соответственно выходные параметры $M, f(M)_m, \Delta M, \sin(M), \cos(M)$, в виде относительных параметров и в абсолютном значении числа M по стрелке указателя.

Истинная скорость V вычисляется с помощью реостатной мостовой схемы по формуле:

$$V = \sqrt{kR_{y0}} \frac{M}{\sqrt{\frac{k-1}{2}M^2 + 1}} \sqrt{T_T} \quad (4.1)$$

Входные параметры реализуется в виде выходного сопротивления реостата B_5 , а $\sqrt{T_T}$ вводится цепочкой из резистора R_m , приемника температуры T_m и резисторов R_1, R_2 .

При равновесии моста имеем $R_{a6}/R_3 = R_{X1}/R_{Z1}$,

где R_{X1} – сопротивление реостата $B_8, R_{Z1} - B_5$.

Т.к. $R_3 = \text{const} = K; R_{X1} = \frac{R_{Y1} - R_{Z1}}{k}$, что соответствует расчетной формуле

(4.1), т.к. R_{Y1} пропорционально $\sqrt{T_T}$, а сопротивление $R_{Z1} = f(M)_V$.

Потенциометр B_8 устраняет разбаланс моста. Подвижный элемент СКТ и указатель стрелки выдают $V, \sin(V), \cos(V)$ в виде электрических сигналов, и визуальные показания V по указателю.

4.4 Указатель температуры T наружного воздуха

Мостовая схема указателя температуры T аналогична схеме канала скорости V комбинированного УМС (рис. 4.6).

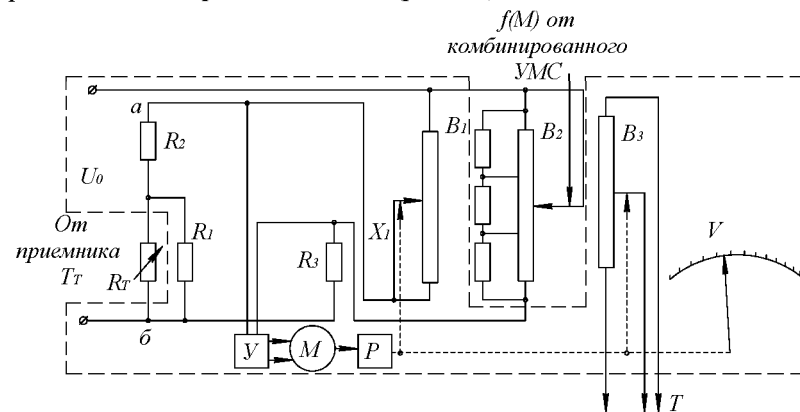


Рис. 4.6 – Принципиальная схема указателя температуры T наружного воздуха

В этой схеме реализуется зависимость:

$$\sqrt{T} = \frac{\sqrt{T_T}}{\sqrt{\frac{k-1}{2}M^2 + 1}} \quad (4.2)$$

Величина $\sqrt{T_T}$ вводится так же, как и в предыдущей схеме, а

$f(M)_T = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{k-1}{2}M^2 + 1\right)}}$ поступает в виде сопротивления функционально-

го реостата B_6 канала M УМС.

4.5 Погрешности и особенности технического обслуживания аналоговых СВС

Методические погрешности возникают из-за того, что параметры атмосферы (давление, температура) часто отличаются от данных стандартной атмосферы, на основе которых производят юстировку систем и приборов. Также они возникают из-за изменения рельефа местности относительно уровня моря, из-за изменения закона распределения температуры воздуха по высотам или изменением давления у Земли. Методы устранения аналогичны как у высотомеров, т.е. коррекция с помощью географических карт, уточнением параметров атмосферы по радиосвязи.

Инструментальные погрешности в СВС имеют место как статические, так и динамические.

Первые появляются от нелинейности характеристик элементов и температурных погрешностей (влияние температуры УЧЭ, параметры электрических схем, счетно-решающих устройств). Нелинейность характеристик объясняется отклонением характеристик УЧЭ, функциональных потенциометров, бесконтактных преобразователей, СКТ и т.д. от заданных. Эти погрешности устраняются регулировкой отдельных узлов, а также с помощью лекальных корректоров. Температурные погрешности устраняются методом температурной компенсации или используют системы обогрева.

Используется метод автоматического уравнивания в мостовых схемах с помощью следящих систем, что позволяет существенно повысить точность измерений.

Динамические погрешности вызваны воздействием на элементы и узлы конструкции вибрации и линейных перегрузок, инерционностью датчиков давлений P и $P_{дин}$, температуры T_m , следящих систем. Для уменьшения вибрации и перегрузок используют динамическую балансировку подвижных элементов и узлов, амортизацию блоков.

При установке на самолет и техническом обслуживании проверяется работоспособность СВС встроенным контролем. А полный контроль ве-

дется с помощью аппаратуры проверки АП-СВС, в которую входит (рис. 4.7):

- измеритель воздушных давлений (ИВД);
- измеритель выходных параметров (ИВП);
- блок насосов установки УМАП;
- монтажные элементы.

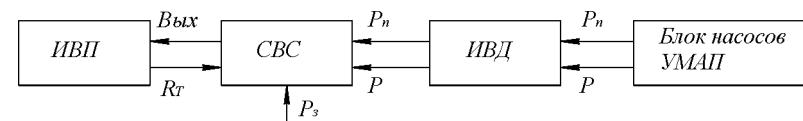


Рис. 4.7 – Схема проверки СВС

Входные сигналы: P_n , P , R_m и P_z .

Измерение выходных параметров обеспечивает измеритель ИВП.

АП-СВС обеспечивает:

- проверку сопротивления изоляции электрических цепей блоков системы;
- проверку герметичности систем статического и полного давлений;
- проверку системы с помощью встроенного контроля;
- проверку точности измерения системы.

4.6 Системы СВС с цифровым вычислителем

Применяются цифровые СВС с жесткими связями (рис.4.8) и с каналами информационного обмена.

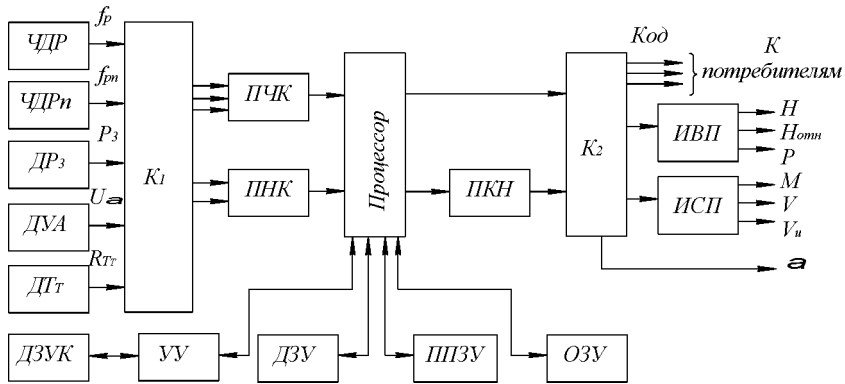


Рис. 4.8 – СВС с цифровым вычислителем

Обозначения:

ЧДР – частотный датчик статического давления;

ЧДР_n – частотный датчик полного давления;

ДР_з – датчик давления уровня Земли;

ДУА – датчик угла атаки;

ДТ_m – датчик температуры торможения;

К₁, К₂ – коммутаторы;

ПЧК – преобразователь «частота – код»;

ПНК – преобразователь «напряжение – код»;

ДЗУК – долговременное запоминающее устройство команд;

УУ – устройство управления;

ДЗУ – долговременное запоминающее устройство;

ППЗУ – полупостоянное запоминающее устройство;

ОЗУ – оперативное запоминающее устройство;

ИВП – индикаторы высотных параметров;

ИСП – индикаторы скоростных параметров.

В датчиках ЧДР и ЧДР_n частота, пропорциональная величинам давлений P и P_n , после последовательной коммутации коммутатором K_1 , преобразуется в АЦП «частота – код» и поступает в ОЗУ процессора.

Аналогично с датчика давления уровня Земли ДР_з с выхода СКТ, работающего в режиме фазовращателя, сигнал P_z , пропорциональный углу фазового сдвига импульсов, преобразуется в АЦП в числовой код.

Напряжение с датчика угла атаки ДУА и значение сопротивления R_{Tm} , пропорциональное температуре торможения, через коммутатор K_1 и АЦП «напряжение – код» поступают в ОЗУ процессора. ДЗУК через УУ по заданному алгоритму обеспечивает вычисление высотно-скоростных параметров полета. В ДЗУ хранятся коэффициенты датчиков, а в ППЗУ поправочные коэффициенты для различных типов самолетов.

В основу алгоритма вычисления положен метод кусочно-полиномиальной аппроксимации, сущность которого заключается в разбиении нелинейной функции на определенное число подинтервалов и заменой линейными отрезками. Вычисленные параметры в виде кодированных электрических сигналов и в виде напряжений после ПКН поступают через коммутатор K_2 к потребителям и на индикаторы скоростных и высотных параметров.

При построении цифровых СВС также используют микропроцессоры с каналом информационного обмена, которые по сравнению с вычислителями с жесткими связями создают большие возможности для создания разных модификаций СВС.

Применение интегральных микросхем повышает надежность системы, уменьшает потребляемую мощность и массу системы.

Цифровые СВС в полете контролируются автоматически встроенными аппаратно-программными средствами контроля, которые обеспечивают контроль датчиков входной информации, преобразователей ПЧК и ПНК, запоминающих устройств, выдаваемых кодовую информацию. Контроль ведется непрерывно и охватывает все функциональные элементы СВС.

В наземных условиях в ходе функционального контроля воспроизводится полный алгоритм автоматического контроля, и решаются дополнительные контрольные задачи по проверке датчиков входной информации, линий связи с датчиками аналоговой информации, процессора и запоминающих устройств.

4.7 Приборное оборудование сигнализации критических режимов полета

4.7.1 Автомат углов атаки и перегрузок (АУАСП)

Устойчивость и управляемость самолета зависят от скоростей V_u , V_v , числа M , угла атаки α и перегрузки. По этим параметрам современные самолеты имеют ограничения, которые зависят от типа самолета, высоты полета, режима силовых установок и т.д. К одной из таких систем относится АУАСП – автомат углов атаки и перегрузок (рис. 4.9).

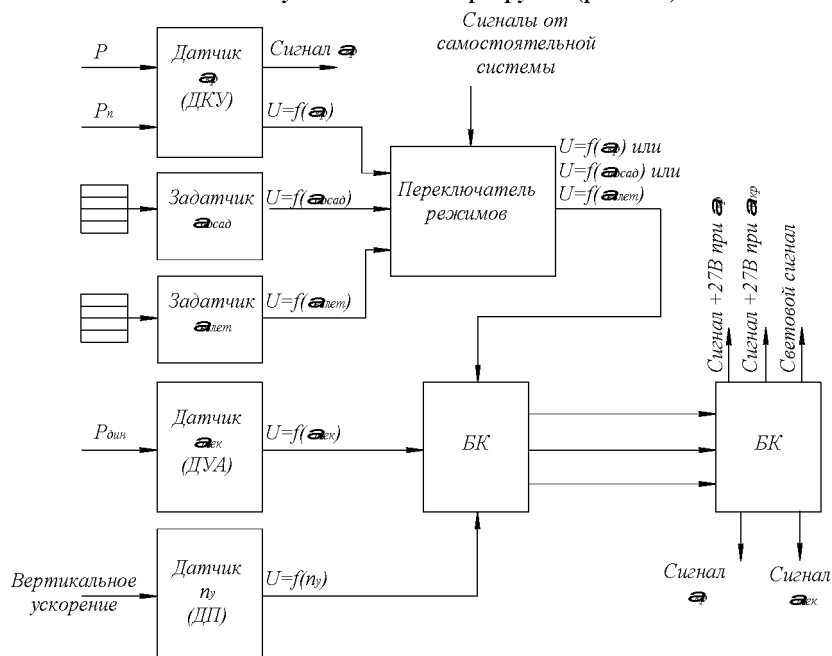


Рис. 4.9 – Функциональная схема автомата углов атаки и перегрузок (АУАСП)

АУАСП измеряет и выдает сигналы текущих углов атаки $\alpha_{тек}$, критических углов атаки $\alpha_{кр}$, вертикальных перегрузок n_y и сигнализирует о $\alpha_{кр}$ и $n_{y\text{кр}}$.

Принцип работы основан на непрерывной обработке в схемах самобалансирующихся мостов напряжений, пропорциональных параметрам $\alpha_{тек}$, $\alpha_{кр}$, n_y .

Сигналы с ДКУ, ДВА и ДП, пропорциональные этим параметрам, поступают через БК на указатель углов атаки и перегрузок УАП.

На взлетно-посадочном режиме также поступают значения с датчика – $\alpha_{тек}$ и с задатчиков – $\alpha_{взлет}$ ($\alpha_{посад}$). В полетном режиме также подается $\alpha_{кр} = f(M)$. В обоих режимах на указатель постоянно поступают сигналы пропорциональные значениям n_y .

Указатель индицирует допустимое значение n_y и величины $\alpha_{тек}$, $\alpha_{кр}$.

Критический режим определяется приближением $\alpha_{тек}$ или n_y к предельным значениям. При этом загорается лампочка, и выдаются сигналы +27В.

Датчик ДП основан на измерении линейного ускорения, действующего на упруго подвешенную массу, перемещение которой преобразуется в электрический сигнал с помощью потенциометров.

УАП представляет собой комбинацию следящих систем обработки измеряемых параметров.

В блоке коммутации расположены усилители следящих систем, регулировочные и вспомогательные элементы.

Погрешности в основном возникают от датчиков автомата и элементов указателя.

Для определения работоспособности в АУАСП предусмотрен встроенный контроль, при котором вместо датчиков ДВА и ДП для взлетного режима с дополнительных потенциометров подаются напряжения, пропорциональные $\alpha_{взлет}$ и n_y , а указатель обрабатывает эти сигналы. При критическом значении параметров включается сигнализация.

4.7.2 Система сигнализации опасной скорости $V_{вк}$ при сближении самолета с землей (ССОС – рис. 4.10)

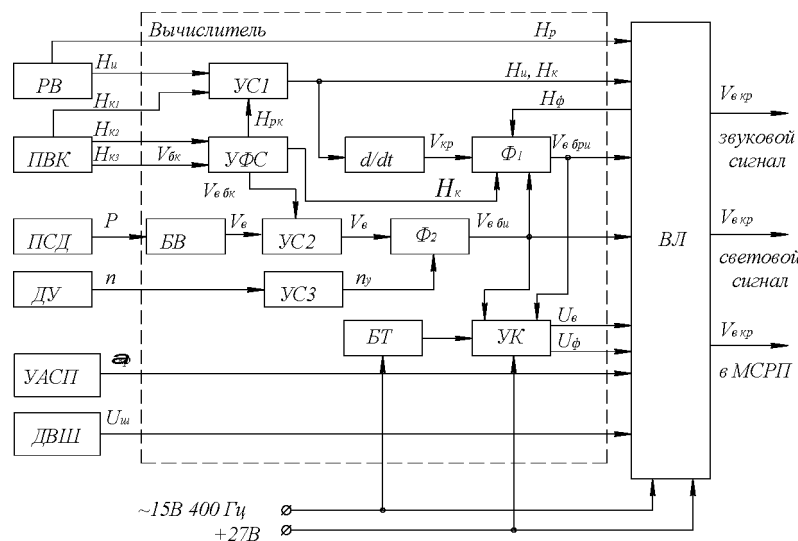


Рис. 4.10 – Функциональная схема системы сигнализации опасной скорости

$V_{вк}$ сближения с землей

Входными сигналами ССОС являются:

H_u – истинная высота от радиовысотомера (РВ);

P – статическое давление от ПСД;

n_y – вертикальная перегрузка от датчика линейных ускорений ДУ;

$\alpha_{кр}$ – критический угол атаки от АУАСП;

U_u – сигнал от датчика выпуска шасси ДВШ;

H_p – сигнал неисправности радиовысотомера.

Предназначена для выдачи сигналов предупреждения при взлете и посадке в диапазоне геометрических, т.е. истинных высот ($H_1 \dots H_3$) от 50 до 250 м при скорости снижения $V_e \geq V_{вк}$, а также при сближении с землей в

опасном диапазоне высот ($H_1 \dots H_4$) > 250 м, который определяется в зависимости от бароинерциальной $V_{е\ бу}$ и барорадиоинерциальной $V_{е\ бри}$ вертикальных скоростей.

$V_{е\ бу}$ – определяется комплексированием барометрической вертикальной скорости V_e и вертикальной инерциальной скорости, получаемой интегрированием вертикальных ускорений.

$V_{е\ бри}$ – определяется комплексированием вертикальной $V_{е\ бу}$ и вертикальной скорости $V_{вп}$, получаемой дифференцированием сигнала высотомера H_u .

Вычислитель B состоит из:

- барометрического вычислителя (БВ) скорости V_e ;
- устройств согласования $УС1-УС3$, обеспечивающих масштабное преобразование сигналов и согласование выходных цепей датчиков с входом последующих звеньев;
- фильтров Φ_1 и Φ_2 , в которых происходит комплексирование $V_{вп}$ и $V_{е\ бу}$, V_e и n_y соответственно, а также в Φ_1 гасятся помехи сигнала n_y и помехи сигнала V_e , связанные с погрешностями восприятия давления;
- $УК$ – устройство контроля, обеспечивающее контроль исправности вычислителя (V_e) и исправности фильтров (U_e);
- $УФС$ – устройство фиксированных сигналов, формирующее сигналы контроля $H_{рк}$, $H_{к}$, $H_{е\ бк}$

Работа:

Комплексирование сигналов $V_{вп}$ и $V_{е\ бу}$ в фильтре Φ_1 и сигналов V_e и n_y в фильтре Φ_2 осуществляется за счет подбора соответствующих передаточных функций фильтров по этим сигналам.

Сигналы $V_{е\ бри}$, $V_{е\ бу}$, H_u с выходов Φ_1 , Φ_2 , $УС1$ вместе с сигналами U_e , $U_{ф}$, $\alpha_{кр}$, U_u поступают на вход логического вычислителя ВЛ, в котором компараторы по сигналам H_u вычислителя B выдают сигналы прохождения самолетом фиксированных значений высоты $H_1 \dots H_4$. Сигнал $H_{ф}$ используется в фильтре Φ_1 для перестройки постоянной времени T фильтра в функции высоты полета.

Граничная высота $H_{зр}$ опасного диапазона высот в функции $V_{в\ бри}$ и $V_{в\ би}$ определяются в специальных компараторах, выдавая сигналы граничных высот в виде лог «1».

В другом компараторе при $V_{в\ би} > V_{в\ кр}$ вырабатывается сигнал лог «1». Сигнал $U_{и}$ с помощью делителя напряжения преобразуется в лог «1» при убранных и «0» – при выпущенных шасси.

Для режимов «взлет, посадка» служит триггер.

Выходные сигналы опасных режимов полета $V_{в\ кр}$ вырабатываются в компараторе тревоги в результате комбинации вышеперечисленных сигналов на логических элементах, входящих в состав ВЛ. Выходные сигналы регистрируются также в МСПП.

В ССОС предусмотрен встроенный контроль с помощью пульта встроенного контроля по тестовым сигналам $H_{кз}$, ... $H_{кз}$ и $V_{в\ бк}$. Системы ССОС в условиях эксплуатации ремонту не подлежат. Неисправности устраняются путем замены неисправных блоков исправными.

4.8 Информационные комплексы высотно-скоростных параметров (ИКВСП)

4.8.1 Одноканальный комплекс высотно-скоростных параметров (рис. 4.11)

ИКВСП предназначен для комплексного измерения высотно-скоростных параметров, контроля работоспособности приборов и систем и обеспечивает экипаж и бортовые потребители информацией:

- о текущих значениях высотно-скоростных параметров;
- об отклонении их от заданных значений;
- о достижении критических значений скоростей $V_{и}$, $V_{в}$, числа M , опасного отклонения от высоты эшелона ΔH^* , о приближении к заданной высоте эшелона.

– Функциональное объединение и взаимодействие в едином комплексе приборных устройств и систем позволяет повысить точность измеряемых параметров, надежность работы приборов и систем, а также обеспечить глубокий контроль работы всех элементов комплекса.

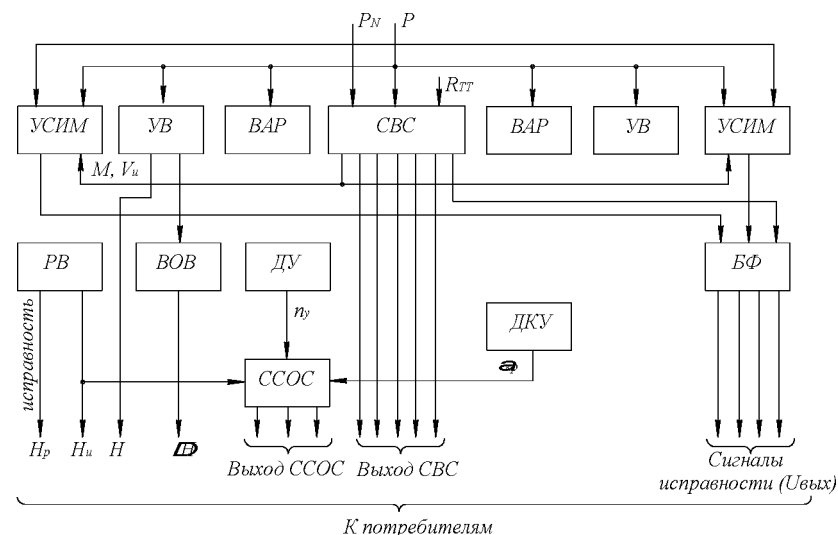


Рис. 4.11 – Функциональная схема одноканальной ИКВСП

Состав:

- УСИМ – указатель скорости $V_{и}$ и числа M ;
- УВ – указатель высоты;
- ВАР – указатель скорости $V_{в}$;
- СВС – система воздушных сигналов;
- РВ – радиовысотомер;
- ВОВ – вычислитель отклонения ΔH от заданной высоты;
- ДУ – датчик линейных ускорений;
- БФ – блок формирования и контроля;
- ССОС – система сигнализации опасной скорости.

Режим автоматической стабилизации числа M осуществляется по сигналам ΔM от запомненного числа M в момент включения режима стабилизации.

В режиме стабилизации скорости V_u САУ стабилизирует скорость по сигналу отклонения ΔV_u от ее заданного значения на ПЗС.

На всех режимах полета ИКВСП выдает информацию о достижении критических значений V_u , числа M , опасной скорости сближения с Землей.

В ИКВСП отказ одного подканала приводит к снятию сигнала его исправности, а отказ двух подканалов по измеряемым параметрам или одного подканала $V_{u\text{кр}}$ приводит к снятию сигнала исправности системы. Неисправный блок определяется встроенным контролем, который заменяется исправным, после чего ИКВСП снова проверяется встроенным контролем.

5 Гироскоп

5.1 Основы прикладной теории гироскопа

Гироскопом называется быстровращающееся симметричное тело (ротор), установленное в специальном кардановом подвесе. В авиационных приборах используются 3-хступенные (рис. 5.1) и 2-хступенные гироскопы.

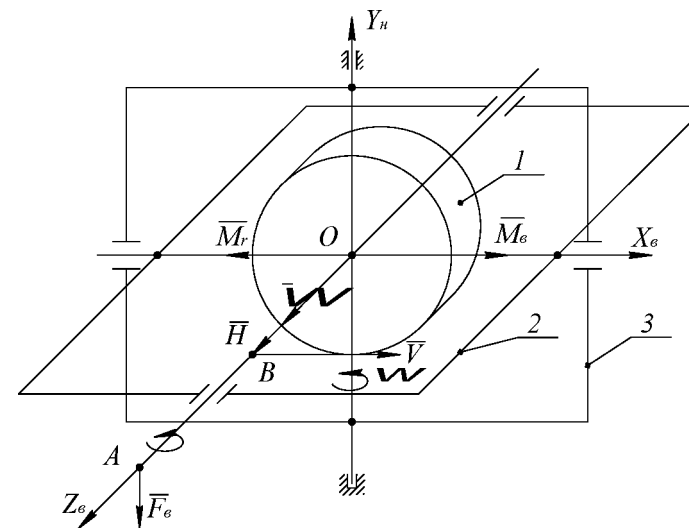


Рис. 5.1 – Трехступенной гироскоп

Гироскоп состоит из ротора 1, внутренней 2 и наружной 3 рам. OZ_e – ось вращения ротора, OX_e – ось вращения внутренней рамы, OY_n – ось вращения наружной рамы. Т. о. имеем три степени, и гироскоп называется трехстепенным. Если центр тяжести гироскопа совпадает с точкой θ , то его называют астатическим.

Основные свойства: способность сохранять неизменное положение оси вращения ротора в пространстве, невосприимчивость к толчкам и ударам, способность совершать прецессионное движение.

Т.е. при вращающемся роторе и колебательных движениях основания гироскопа в разных плоскостях, пространственное положение оси остается неизменным за счет гироскопического эффекта и карданова подвеса.

При ударе по раме гироскопа возникают слабые колебания оси ротора, которые быстро затухают. Воздействуя на внутреннюю раму, т.е. создавая момент внешних сил относительно оси OX_e , 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_e . Если ротору сообщить большую угловую скорость $\bar{\Omega}$, то он будет обладать кинетическим моментом $\bar{H} = J \Omega$, где J - осевой момент инерции ротора относительно оси OZ_e . Главный момент \bar{M}_e внешней силы \bar{F}_e направлен по оси OX_e . 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}_e , т.е. вектор скорости \bar{V} направлен параллельно оси OX_e и равен по величине \bar{M}_e . Движение гироскопа происходит по направлению перпендикулярному к направлению действия внешней силы F_e и, как мы отметили, называется прецессионным движением гироскопа со скоростью $\omega_x = \frac{M_{Xe}}{H}$.

То, что действие момента \bar{M}_e гироскоп не вращает относительно оси OX_e , свидетельствует о том, что на него действует еще момент равный по величине и противоположным по направлению. Этот момент является главным (суммарным) моментом кориолисовых сил инерции, называется гироскопическим моментом \bar{M}_r , который уравнивает момент внешних сил \bar{M}_e и не дает гироскопу вращаться относительно оси OX_e .

Исследование основных свойств гироскопа проводят с использованием математической модели в виде системы дифференциальных уравнений, описывающих движение гироскопа относительно заданной системы координат и системы углов Эйлера. Из этого следует, что трёхстепенной гироскоп после резкого удара по наружной или внутренней рамам совершает колебательные движения около нового положения. Эти колебания называются нутационными.

Смещение оси ротора и амплитуда нутационных колебаний ничтожно мала. Очень высокая частота делает их слабо различимыми. Они быстро затухают за счет моментов трения в осях карданова подвеса. Поэтому практически на гироскоп не оказывают влияние мгновенные удары, толчки при тряске, вибрации и им подобные воздействия. Гироскоп при этом сохраняет неизменным положение оси вращения ротора в пространстве.

Исследование 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_e собственного вращения и оси OX_e рамы. Такой гироскоп не обладает устойчивостью к ударным и постоянным воздействиям относительно оси OX_e .

При вращении гироскопа относительно оси OX_0 , возникает гироскопический момент относительно оси OY_0 , который гасится реакцией опор оси OX_0 .

5.2 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. 5.2).

Состоит из ротора, статора, шарикоподшипниковых опор и оси.

Статор жестко укреплен на оси 5 и имеет пакет железа 2, обмотку 1 с втулками 3 и 12. Провода обмотки выведены через полую ось 5. Ротор состоит из латунного обода 10, пакета железа 8 с короткозамкнутой обмоткой 16 и массивного кольца 14. Пакет 8 ротора и кольцо 14 установлены в обод ротора по прессовой посадке. Фланцы 6 и 11 посажены в обод 10 с натягом и крепятся к нему винтами.

Внутренние кольца шариковых подшипников 4 и 13 установлены на цапфы фланцев 6 и 11 ротора с натягом. Наружное кольцо подшипника 4 вставлено во втулку 3 с радиальным зазором, а наружное кольцо подшипника 13 – во втулку 12 с натягом. Пружинная шайба 7 служит для компенсации температурных изменений линейных размеров гиromотора. Прокладки 9 и 15 служат для установления осевого натяга на шариковых подшипниках. Концы оси гиromотора имеют резьбу для крепления его в корпусе и крышки гирокамеры. Гиروزлы одинаковых типов применяются

в различных гироскопических приборах, а наружные рамы имеют конструктивное исполнение в зависимости от назначения гироскопического прибора. 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_0 закреплены полуоси, предназначенные для подвеса рамы в корпусе гироскопического прибора.

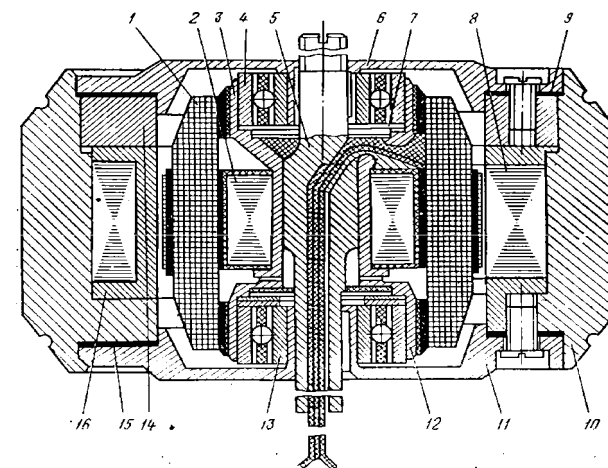


Рис. 5.2 – Конструкция гиromотора

Главными опорами ротора гироскопа работают на повышенных скоростях, и момент трения в опорах не влияет на точность гироскопического прибора, 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 гироскопического прибора.

Поэтому для снижения трения в опорах карданова подвеса, в частности, в гироскопах курсовых систем, применяют специальные вращающиеся подшипники.

Рассмотрим схему конструкции такой рамы (рис. 5.3).

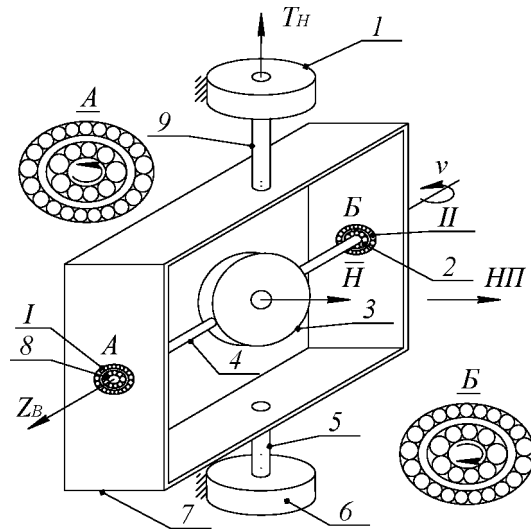


Рис. 5.3 – Рама карданова подвеса с вращающимися подшипниками

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 В 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_0 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 В обычные, момент, возникающий по оси Ox_0 , 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 В 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 А и В 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 $M_{T_1} = M_{T_2}$, $\dot{\alpha} = 0$, 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_0 .

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.5.4), в котором гироузел 1 подвешивается в герметичном корпусе 2, заполненном жидкостью. Плотность жидкости подбирается такой, чтобы масса вытесняемого гироузлом объема жидкости была равна массе гироузла. Тем самым воспринимаемая опорами нагрузка снижается практически до нуля,

что обеспечивает очень малые моменты сил трения в опорах подвеса ги-роузла.

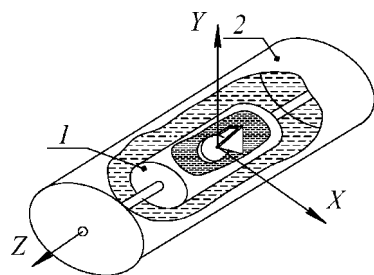


Рис. 5.4 – Жидкостный подвес

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 проволочные проводники (рис. 5.5).

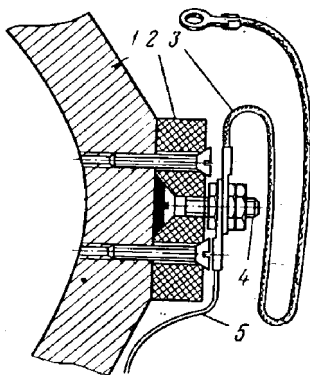


Рис. 5.5 – Устройство передачи энергии в виде гибкого проводника

В тех случаях, когда углы взаимного разворота деталей giroприбора достигают существенных значений, применяют скользящие контакты. Если нужно обеспечить передачу энергии по нескольким линиям связи, то по оси устанавливают необходимое число токоведущих колец. Часто применяются точечные контакты, которые отличаются от скользящих тем, что точка контакта лежит на оси вращения элементов токоподвода (рис. 5.6).

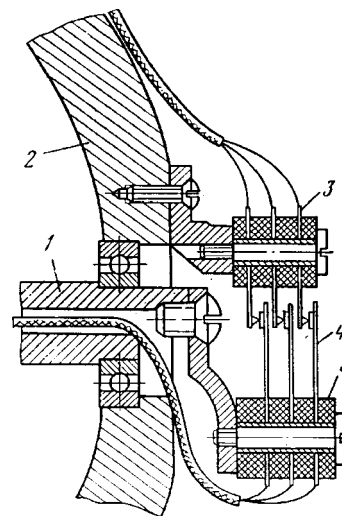


Рис. 5.6 – Устройство передачи энергии с точечными контактами

5.3 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 ги-

роскопа путем приложения к гироскопу внешних управляющих (корректирующих) моментов. Основными элементами корректирующих устройств являются чувствительные элементы и исполнительные органы. В авиационных приборах в основном используют гравитационные, магнитные и ориентированные по небесным светилам (Солнце, Луна, планеты или Звезды) чувствительные элементы.

Исполнительными органами корректирующих устройств авиационных приборов являются 2-хфазные 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. 5.7) и электрическую схему включения датчика для обеспечения коррекции (рис. 5.8).

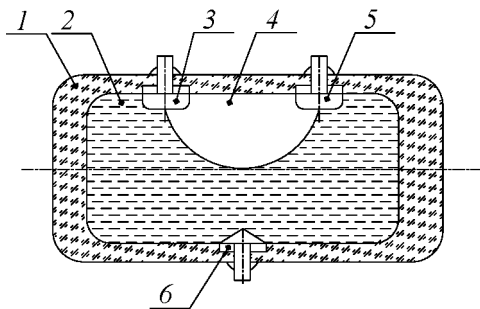


Рис. 5.7 – Однокоординатный жидкостный маятниковый датчик

Электроды 3 и 6 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.

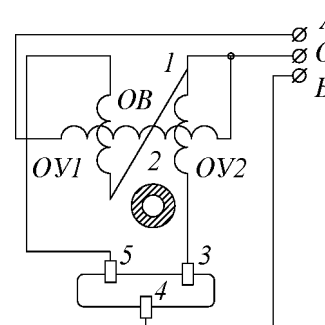


Рис. 5.8 – Электрическая схема включения датчика

5.4 Кинематическая схема горизонтальной коррекции главной оси трехступенного гироскопа

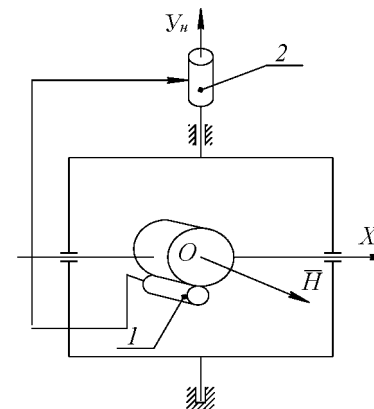


Рис. 5.9 – Схема горизонтальной коррекции

При горизонтальном положении площади соприкосновения контактов и переходные сопротивления контактов датчика 1 (рис. 5.9) 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_e .

5.5 Кинематическая схема коррекции по направлению вертикали места

Ось чувствительности ЖМД 1 направляется параллельно оси OZ_e (рис. 5.10), ось чувствительности ЖМД 2 – параллельно оси OX_e . При отклонении одной или обеих осей от плоскости горизонта, соответствующий двигатель корректирует положения оси и таким образом удерживает направление главной оси трехстепенного гироскопа по направлению вертикали места. Часто в этом случае используют двухкоординатный ЖМД (рис. 5.11), схема расположения электродов которого приведена выше.

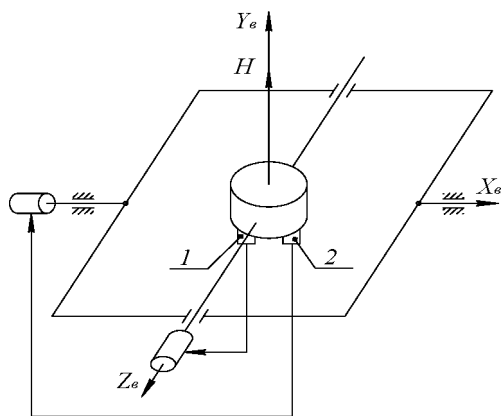


Рис. 5.10 – Схема коррекции по направлению вертикали места

1, 2 – ЖМД.

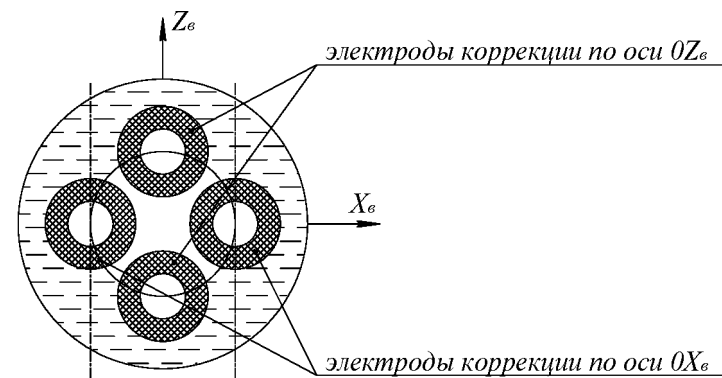


Рис. 5.11 – Двухкоординатный жидкостный маятниковый датчик

5.6 Индукционный датчик

Для коррекции отклонений главной оси гироскопа от плоскости магнитного меридиана используют магнитные чувствительные элементы, в качестве которых наибольшее применение нашли индукционные датчики. Датчик состоит из трех индукционных чувствительных элементов, схема одного из которых приведена ниже (рис. 5.12).

Индукционный чувствительный элемент состоит из 2-х одинаковых и параллельно расположенных пермаллоевых стержней 1 с обмотками 2, питаемых напряжением U_1 с частотой ω_n и вторичной (сигнальной) обмоткой 3, охватывающей оба стержня.

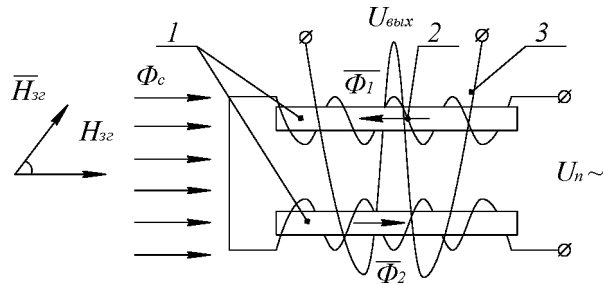


Рис. 5.12 – Чувствительный элемент индукционного датчика

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 M_c вследствие переменности магнитных потоков периодически меняется по закону

$$\mu_c = \mu_o + \mu_a \cos 2\omega_{нт} t, \quad (5.1)$$

где μ_o , μ_a – постоянная и переменная магнитные проницаемости.

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

$$\Phi_c = B_c S = H_{3z} \mu_c \cos \Psi_M S, \quad (5.2)$$

где S – площадь сечения стержней.

При этом направления потоков в обоих стержнях одинаковы, а их значения пропорциональны магнитной проницаемости материала стержней и косинусу угла Ψ_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 перемен-

ные. Эти потоки направлены в стержнях в одинаковом направлении и индуцируют в сигнальной обмотке ЭДС, имеем напряжение на выходе, равное:

$$U_{\text{вых}} = -\frac{d\Phi_c}{dt} \cdot 10^{-8} = k \cdot H_{3z} \cdot \cos \Psi_M, \quad (5.3)$$

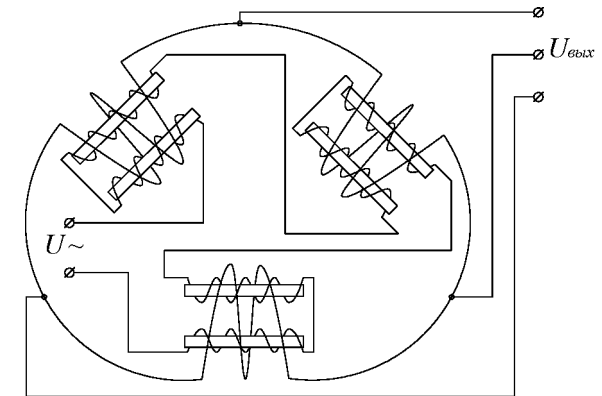


Рис. 5.13 – Схема принципиальная электрическая индукционного датчика

Т.е. амплитудное значение выходного сигнала зависит от расположения стержней по отношению к магнитному меридиану, характеризуемого углом Ψ_M .

Для того, чтобы индукционный датчик позволял решать задачу определения курса в пределах 0° - 360° (так как \cos изменяется от 1 до 0 в пределах 0° - 90°), его делают из 3-х индукционных чувствительных элементов, расположенных под углом 60° (рис. 5.13).

5.7 Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана

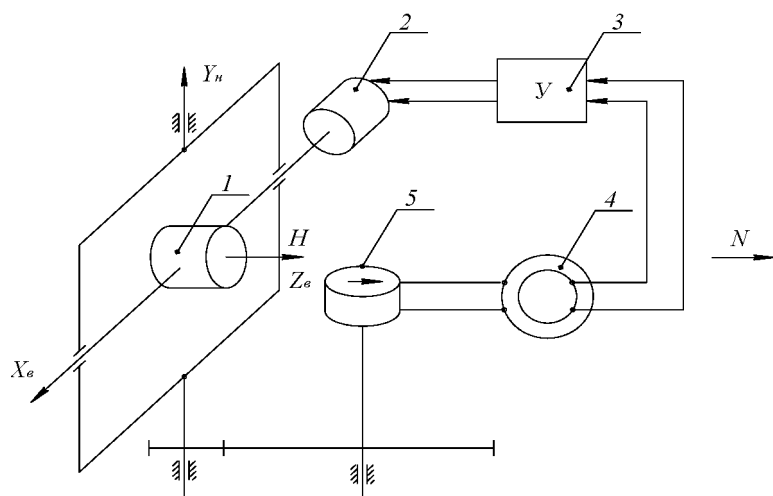


Рис. 5.14 – Схема коррекции трехстепенного гироскопа в плоскости магнитного меридиана

Работа.

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 гироскопа, что приводит к прецессии гироскопа относительно оси наружной рамы в направлении уменьшения отклонения главной оси гироскопа и оси чувствительности индукционного датчика от направления N, пока сигнал не станет равным нулю.

Недостаток: дополнительный момент из-за трения оси крепления ИД, что снижает точность прибора.

Используется также более точная компенсационная схема коррекции показаний гироскопа направления (рис. 5.15).

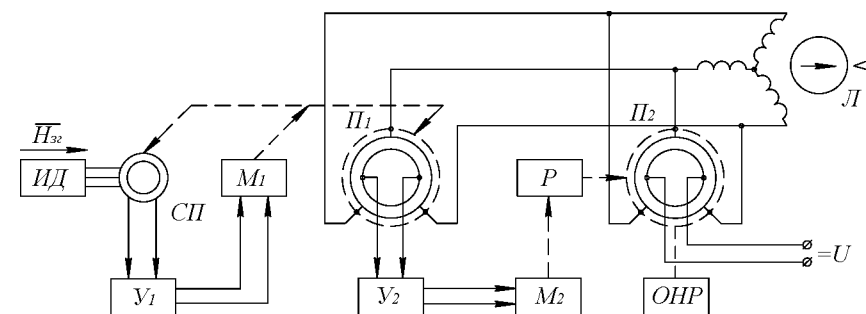


Рис. 5.15 – Компенсационная схема коррекции показаний гироскопа направления

При отклонении продольной оси самолета от направления магнитного меридиана N с датчика ИД поступает сигнал в сельсин-приемник, усиливается усилителем Y_1 и мотор M_1 разворачивает щетки потенциометра Π_1 и ротор СП пропорционально углу отклонения.

Щетки потенциометра Π_2 , закрепленные на корпусе самолета, также развернутся на угол поворота самолета относительно потенциометра, закрепленного на оси наружной рамы (ОНР) гироскопа. Потенциметрическая следящая система, состоящая из потенциометров Π_1 , Π_2 , усилителя Y_2 и редуктора P 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 Π_2 также развернется относительно щеток, появится сигнал рассогласования на потенциометре Π_1 , который через усилитель Y_2 , мотор M_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.

5.8 Демпфирующие устройства

Предназначены для создания моментов, пропорциональных скорости подвижной системы, и обеспечивают демпфирование колебаний подвижной системы и требуемые динамические характеристики. В авиации применяются пневматические, гидравлические и магнитоэлектрические демпферы.

Пневматические просты и представляют собой цилиндр с поршнем, шток которого связан с осью подвижной части гиросприбора. 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. 5.16).

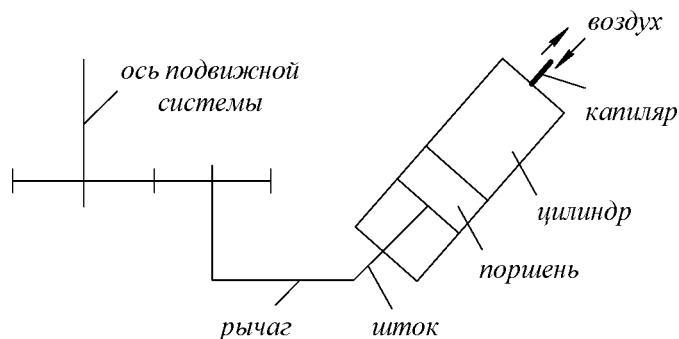


Рис. 5.16 – Пневматический демпфер

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 не сжимаемости жидкости демпфирующий момент строго пропорционален угловой скорости вращения цилиндра;
- жидкость частично взвешивает цилиндр, уменьшает давление на опоры, т.е. уменьшает трение и повышает чувствительность прибора.

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

5.9 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 устанавливают непосредственно на гироскопе или связывают с гироскопом системой дистанционной передачи. В первом случае отчетное устройство механически связывают с наружной рамой карданова подвеса, что обеспечивает отсчет угла крена или курса в зависимости от типа прибора. Во втором случае углы поворота рам карданова подвеса передаются сельсинной или потенциометрической следящими системами в автономный указатель, как показано ниже (рис. 5.17, 5.18).

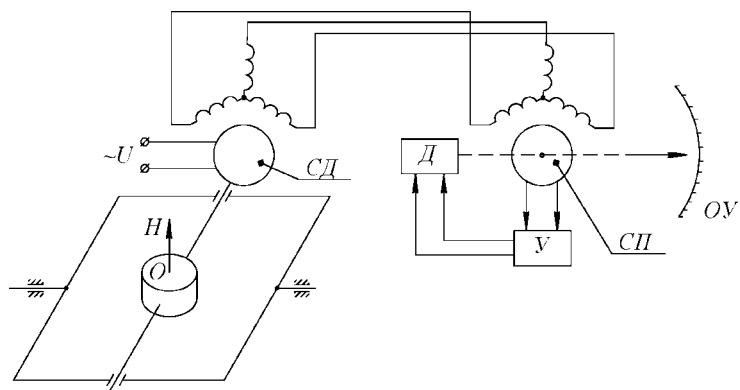


Рис. 5.17 – Сельсинная следящая система съема результатов измерений

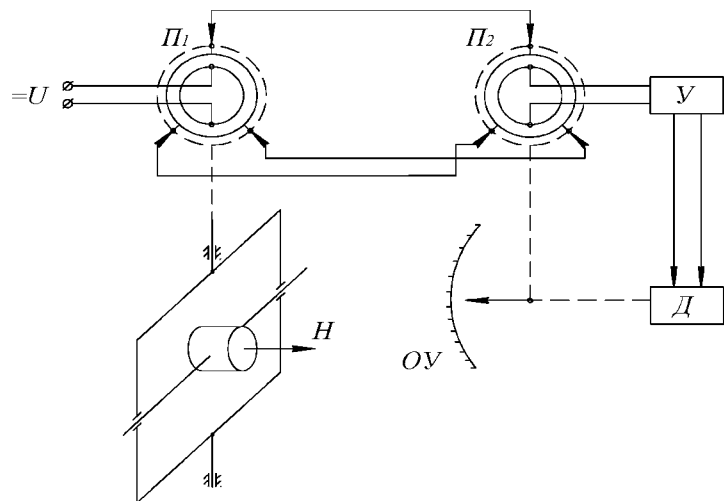


Рис. 5.18 – Потенциометрическая следящая система съема результатов измерений

Принцип работы очевиден. Для съема измерений и передачи их в управляющую систему используют потенциметрические датчики, сельсины, СКТ и индукционные датчики. Потенциметрические 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.

5.10 Арретирующие устройства

Предназначены для фиксирования главной оси гироскопа в заданном положении относительно корпуса прибора при подготовке его к работе. Применяются с ручным и дистанционным управлением. Схема ручного управления арретирующего устройства приведена ниже (рис. 5.19).

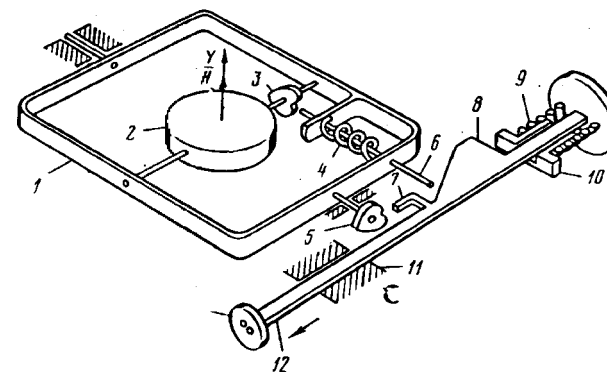


Рис. 5.19 – Схема ручного арретирующего устройства

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.

5.11 Демпфирующие гироскопы

Демпфирующие гироскопы (ДГ) предназначены для измерения угловых скоростей относительно осей вращения ЛА и выдачи электрических сигналов, пропорциональных этим скоростям в управляющую систему. Введение ДГ в контур управления полетом позволяет улучшить качество переходных процессов по регулируемой координате.

Принцип действия ДГ, используемых на всех ЛА, идентичен. Основным элементом ДГ является двухстепенной гироскоп (рис. 5.20).

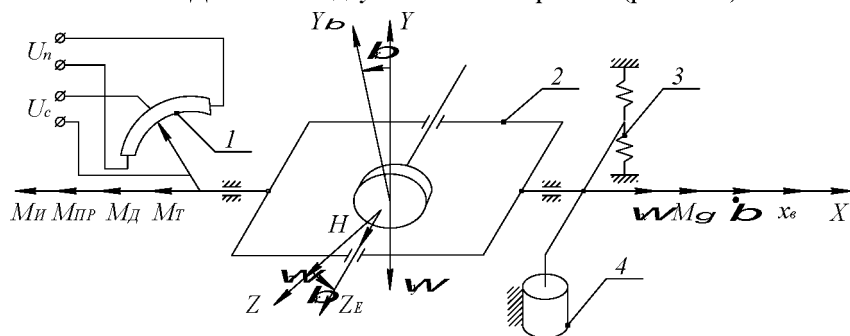


Рис. 5.20 – Схема демпфирующего гироскопа

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;

β_r - угол поворота рамы.

Момент демпфирования равен

$$M_o = -K_o\dot{\beta}_r,$$

где K_o - коэффициент демпфирования;

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

При уравновешивании всех моментов имеем:

$$M_u + M_r + M_{np} + M_o + M_T = 0, \quad (5.4)$$

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

M_T - момент трения в опорах карданова подвеса при $\omega_x = \omega_z = 0$ и $\omega_y^\circ = const$.

Решая уравнение (5.4), определим установившееся отклонение рамы β_r° при действии угловой скорости ω_y° , получим:

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

где k - статический коэффициент передачи.

Если не будет демпфера, то гироскоп будет совершать незатухающие колебания с амплитудой β_r . Использование такого прибора невозможно, потому и введен демпфер.

С потенциометра в систему поступает сигнал U_c , равный:

$$U_c = k_n\beta_r,$$

где k_n - коэффициент передачи потенциометра.

При постоянной скорости вращения ЛА, т.е. при развороте имеем:

$$U_c^\circ = k_n\beta_r^\circ = k_n k \omega_y^\circ, \quad (5.5)$$

т.е. сигнал пропорциональный угловой скорости.

Методические погрешности имеют место из-за наличия угловых скоростей ω_x° и ω_z° , которые создают дополнительные моменты на осях гироскопа.

К инструментальным погрешностям относятся:

а) наличие нулевого сигнала, что является следствием неточности регулировки «электрического нуля», дисбаланса прибора относительно выходной оси, гистерезиса пружины.

При дисбалансе ротора нулевой сигнал равен:

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

где m_p – масса ротора;

g – ускорение свободного падения;

l – смещение масс ротора относительно точки θ по оси OZ_g ;

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 приводят к неустойчивости статического коэффициента передачи;

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

В динамике при совпадении частоты колебаний основания гироскопа с частотой собственных колебаний возможно возникновение резонанса. Поэтому ДГ конструируют так, чтобы частота его собственных колебаний была на порядок больше, чем частота возможных колебаний самолета.

При эксплуатации ДГ проверяют по следующим основным параметрам: время готовности, потребляемые гиromотором токи, нулевой сигнал, порог чувствительности, статическая характеристика (зависимость выходного сигнала от угловой скорости).

5.12 Выключатели коррекции

Предназначены для размыкания электрических цепей систем коррекции различных гироскопов 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.5.21.

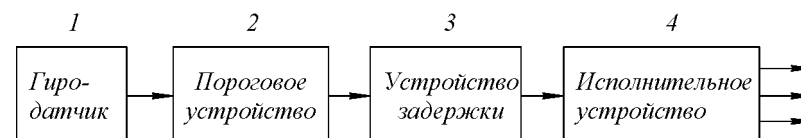


Рис. 5.21 – Структурная схема выключателя коррекции

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. 5.22.

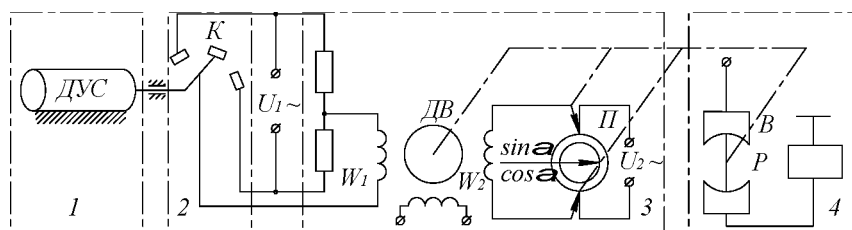


Рис. 5.22 – Принципиальная схема выключателя коррекции ВК-53РБ

При достижении расчетной угловой скорости контакт К замыкает и подключает обмотку W_1 мотора M на напряжение $U_1 \sim$. Двигатель вращается, поворачивая через редуктор щетки потенциометра Π и центральный контакт выключателя B . Зазоры и скорость вращения центрального контакта выбраны такими, что контакты замыкаются через 5-16 секунд после начала вращения двигателя. Контакты реле размыкают цепи коррекции. При повороте щеток потенциометра на обмотку мотора W_2 поступает напряжение $U_2 \sim$, и так как обмотка включена встречно с обмоткой W_1 , мотор останавливается при развороте щеток потенциометра на заданный угол, при котором замыкаются контакты центрального выключателя B .

После разворота ось датчика угловой скорости (ДГС) под действием пружин возвращается, контакт K размыкается и мотор под действием на-

пряжения $U_2 \sim$ возвращает контакты B и щетки потенциометра в нейтральное положение.

При эксплуатации проверяют: время готовности, не отключение 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.

Наряду с гироскопическим ДГС применяют вибрационные и лазерные гироскопы.

Схема лазерного гироскопа показана ниже (рис. 5.23).

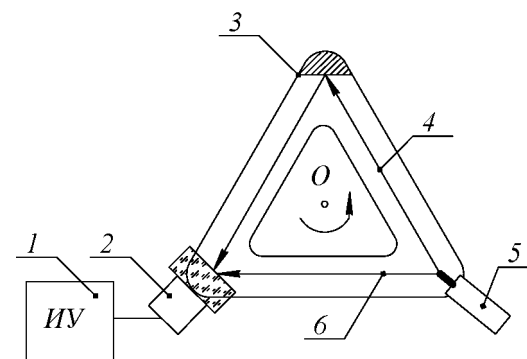


Рис. 5.23 – Схема лазерного гироскопа

- Где: 1 – измерительное устройство (ИУ);
 2 – фотодетектор;
 3 – зеркало;
 4, 6 – луч лазерный;
 5 – лазерная пушка.

Принцип действия основан на измерении разности длин волн лазерных лучей 4 и 6, возникающей при наличии угловой скорости относительно точки O . При этом разность длин волн пропорциональна угловой скорости вращения.

6 Приборы и датчики углов крена, тангажа и курса

6.1 Авиагоризонты на основе трёхстепенного 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 $OY_{ДД}$), внешняя ось карданова подвеса (OX_H) совпадает с продольной осью самолёта, а внутренняя – направлена по оси $OZ_{ДД}$, расположенной в горизонтальной плоскости (рис. 6.1).

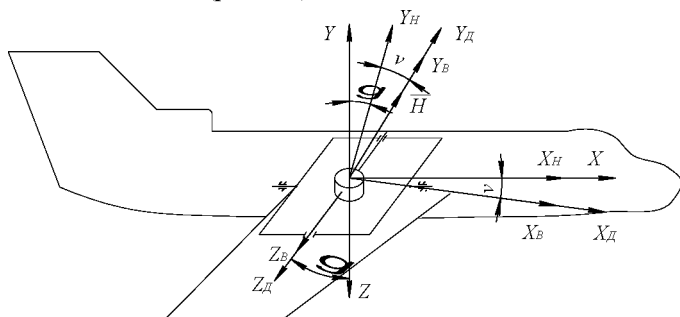


Рис. 6.1 Положение гироскопа относительно связанной системы самолета

Из-за собственного вращения Земли и перемещения самолёта относительно Земли вертикаль места будет отклоняться от направления кинетического момента гироскопа. Рассмотрим схему определения положения самолёта относительно Земли в координатах движения самолёта (рис. 6.2):

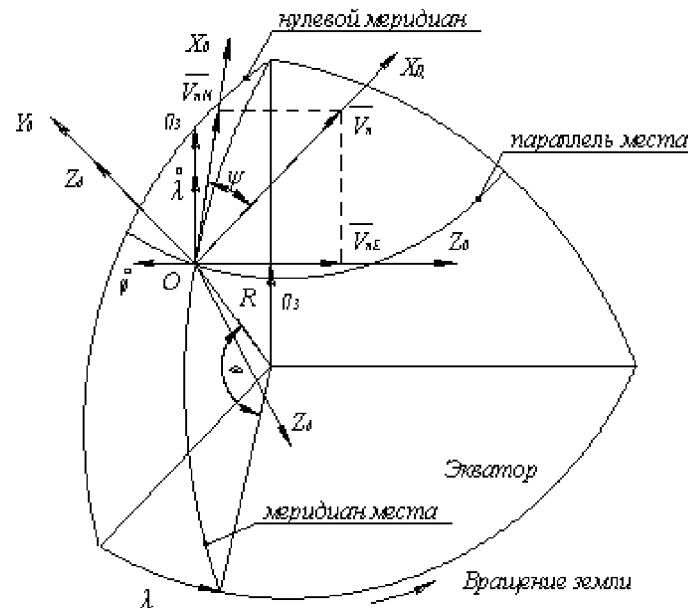


Рис. 6.2 – Координаты движения самолета относительно Земли

$OX_0Y_0Z_0$ - система координат вертикали места;
 $OX_DY_DZ_D$ - система координат движения центра масс самолёта;
 $OX_BY_BZ_B$ - направление осей гироскопа, которые в начальный момент полёта совпадают с осями $OX_DY_DZ_D$.

Координаты точки O определяются широтой места φ и долготой λ . Пусть $\vartheta = \gamma = 0$, а курс задан углом ψ .

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:

$$\dot{\varphi} = -\frac{V_{nN}}{R} = -\frac{V_n \cos \psi}{R}; \quad \dot{\lambda} = \frac{V_{nE}}{R \cos \varphi} = \frac{V_n \sin \psi}{R \cos \varphi}. \quad (6.1)$$

С учётом 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 самолётом и сохраняющую ось OY_{∂} вертикальной неподвижных в мировом пространстве осей $OX_B Y_B Z_B$.

Уход осей гироскопа от вращения Земли и движения самолёта выражаются системой уравнений:

$$\begin{cases} \omega_{x\partial} = \Omega_3 \cos \varphi \cos \psi \\ \omega_{y\partial} = \Omega_3 \cos \varphi + \frac{V_n \sin \psi}{R} \operatorname{tg} \varphi - \dot{\psi} \\ \omega_{z\partial} = \Omega_3 \cos \varphi \sin \psi - \frac{V_n}{R} \end{cases} \quad (6.2)$$

Угловые скорости $\omega_{x\partial}$ и $\omega_{z\partial}$ определяют скорость “ухода” направления кинетического момента гироскопа от вертикали места, при которых за час полёта отклонение каждой оси могут 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 трёхстепенного корректируемого гироскопа (рис. 6.3).

Предназначен для обеспечения экипажа визуальной информацией об углах крена и тангажа, а также для выдачи электрических сигналов в САУ.

Основными узлами являются: трёхстепенной гироскоп, система маятниковой коррекции, указатель углов крена и тангажа, следящая система

передачи угла тангажа на указатель, устройство съёма результатов измерений и арретирующее устройство.

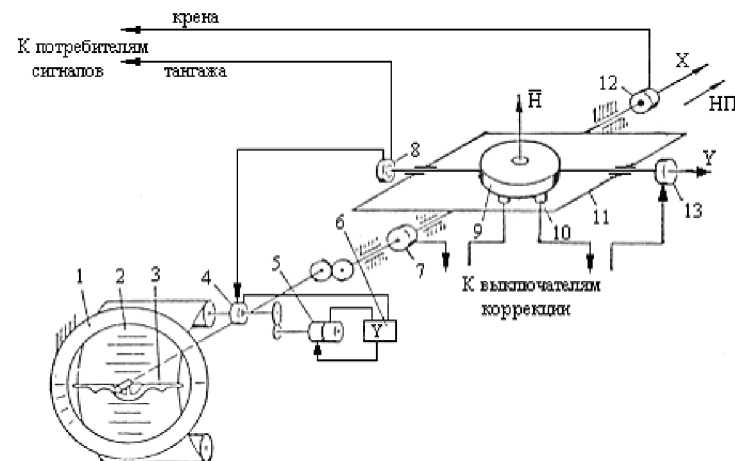


Рис. 6.3 – Авиагоризонт АГБ-3К

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 самолёта 3, ось которой связана с осью наружной рамы гироскопа, и по положению которой производится отсчёт углов крена.

Шкала тангажа следует за углами тангажа самолёта посредством следящей системы, в которую входят сельсин-датчик 8, расположенный на оси подвеса гироузла, сельсин-приёмник 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. 6.4) обеспечивает экипаж визуальной информацией об углах крена и тангажа при любых фигурах пилотажа, и также выдаёт электрические сигналы в САУ.

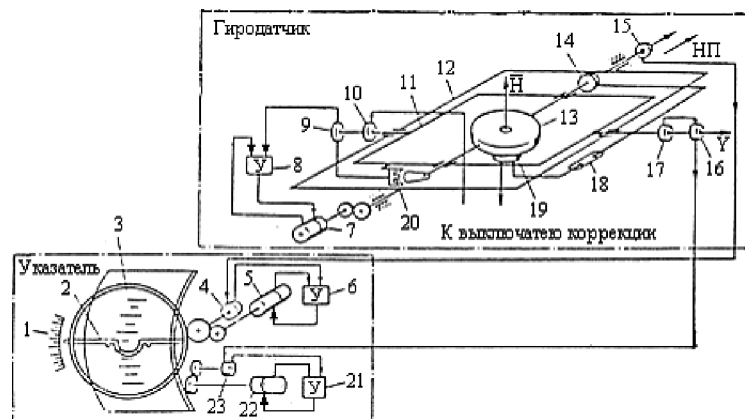


Рис. 6.4 – Авиагоризонт АГД-1

Состоит из гиродатчика и указателя.

Гиродатчик включает в себя: трёхступенной гироскоп, систему маятниковой коррекции, следящую раму, устройства съёма результатов измерения, арретирующее устройство.

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 самолётом, и статор индукционного датчика 20 поворачивается относительно якоря, расположенного на оси гиросузда 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° и 270° путём 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⁻¹) цепи электродвигателя 10, подключенной через контакты выключателя поперечной коррекции, отключаются. При ускорениях ($a = 1,67$ м/с²) 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, которое 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 самолёта, 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.

6.2 Гировертикали с силовой гироскопической стабилизацией

6.2.1 Одноосный силовой гиросtabilизатор

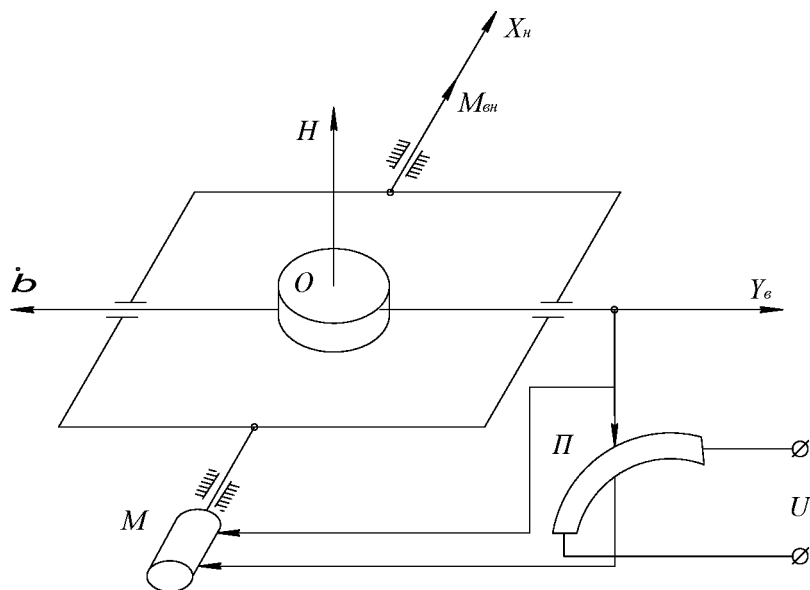


Рис. 6.5 – Одноосный силовой гиросtabilизатор

Для повышения точности авиагоризонтов и устранения погрешностей от нагрузочных моментов датчиков, сил трения, небаланса по осям наружной и внутренней рам, применяется принцип силовой гироскопической стабилизации. Пусть действует момент M_{en} по оси OX_n трёхстепенно-го гироскопа. При этом гироскоп прецессирует вокруг оси OY_B с угловой скоростью $\dot{\beta} = -\frac{M_{en}}{H}$, вследствие чего возникает гироскопический момент M_c противоположный M_{en} и наружная рама сохраняет своё первоначальное

положение. При развороте на угол 90° ось кинетического момента совпадает с осью подвеса OX_n , гироскоп теряет устойчивость и начинает вращаться относительно оси OX_n под действием M_{en} . Это исключается введением потенциометра Π , с которого при вращении гироскопа вокруг оси OY_e выдаётся сигнал рассогласования, и двигатель создаёт момент стабилизации M_c противодействующий моменту M_{en} , под воздействием которого гироскоп прецессирует и возвращается в положение, при котором $M_{en}=M_c$.

Но моменты возникающие вдоль оси OY_B вызывают уход наружной рамы. Также вызывают уход рамы вращения Земли движения самолёта. Для получения искусственной плоскости горизонта применяют схему прибора, состоящего из двух одноосных стабилизаторов.

6.2.2 Центральная гировертикаль (ЦГВ)

ЦГВ – гироскопический датчик, обеспечивающий сигналами углов крена и тангажа различные потребители (САУ, курсовую систему, радиолокационную станцию и др.). Принцип действия всех ЦГВ аналогичен.

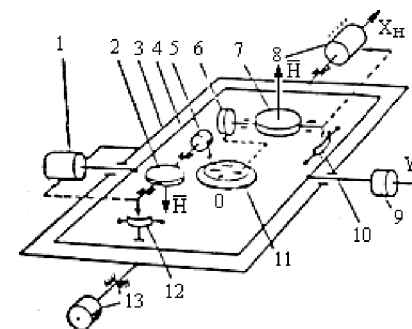


Рис. 6.6 – Принципиальная схема ЦГВ

- 1, 8 – двигатели (стабилизирующие);
- 2, 7 – гироскопы (двухстепенные);
- 3 – рама;
- 4 – двухосная стабилизированная платформа;
- 5, 6 – двигатели (корректирующие);

- 9, 13 – датчики углов тангажа и крена;
- 10, 12 – потенциометры;
- 11 – двухкоординатный жидкостный датчик (ЖМД).

Гиростабилизация платформы 4 обеспечивается за счёт стабилизирующих двигателей 1, 8, создающих уравнивающие моменты по сигналам с потенциометров 10, 12, появляющихся за счёт прецессии двухстепенных гироскопов от внешних моментов на осях подвеса. Коррекция по вертикали производится от двухкоординатного ЖМД (принцип рассмотрен ранее). На рис. 6.7 изображена электрокинематическая схема ЦГВ.

Элементы ЦГВ образуют три системы:

- силовой разгрузки, состоящую из потенциометров разгрузки 6, 10 и стабилизирующих двигателей 3, 12;
- коррекции, состоящую из ЖМД и коррекционных двигателей 5, 11;
- ускоренного приведения к вертикали, состоящую из маятников 16, 17 и стабилизирующих двигателей 3, 12.

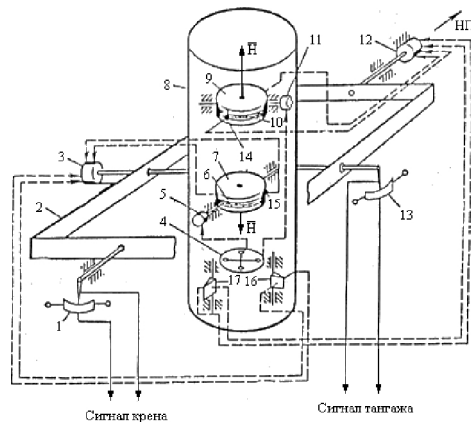


Рис. 6.7 – Электрокинематическая схема ЦГВ

- 1, 13 – потенциометры сигналов γ , ϑ ;
- 2 – наружная рама;
- 3, 12 – двигатели (стабилизирующие);
- 4 – ЖМД (двухкоординатные);

- 5, 11 – двигатели (корректирующие);
- 6, 10 – потенциометры разгрузки;
- 7, 9 – гиروزлы;
- 8 – гиростабилизированная платформа;
- 14, 15 – щетки потенциометров;
- 16, 17 – маятники для приведения гиروطформы в вертикальное положение при включении.

6.2.3 Малогабаритная гировертикаль (МГВ)

На рис. 6.8 представлена электрокинематическая схема МГВ.

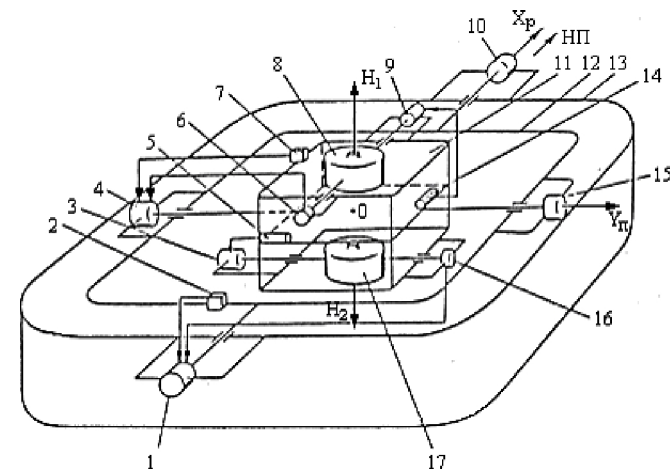


Рис. 6.8 – Электрокинематическая схема МГВ

- 1, 4 – двигатели (стабилизирующие);
- 2, 7 – механические маятники для ускоренного приведения платформы в рабочее положение при включении;
- 3, 9 – двигатели (корректирующие);
- 5, 14 – однокоординатные ЖМД;
- 6, 16 – потенциометры (пропорциональные углам разворота гиروزла);
- 8, 17 – двухстепенные гироскопы;

10, 15 – преобразователи углов крена и тангажа;

11 – гиросtabilизированная платформа;

12 – рама;

13 – корпус прибора.

Принцип действия аналогичен ЦГВ. Механические маятники 2, 7, имеющие порог чувствительности 2° , совместно со стабилизирующими двигателями 1, 4 образуют систему ускоренного приведения платформы в плоскость горизонта при включении прибора.

При обслуживании ЦГВ и МГВ в лабораторных условиях проверяют следующие параметры: время готовности; токи, потребляемые в установившемся режиме; наличие сигналов с устройства съема результатов измерений; точность выдерживания вертикали на качающемся основании; скорость поперечной и продольной коррекции; сопротивление изоляции между электрическими цепями и корпусом прибора.

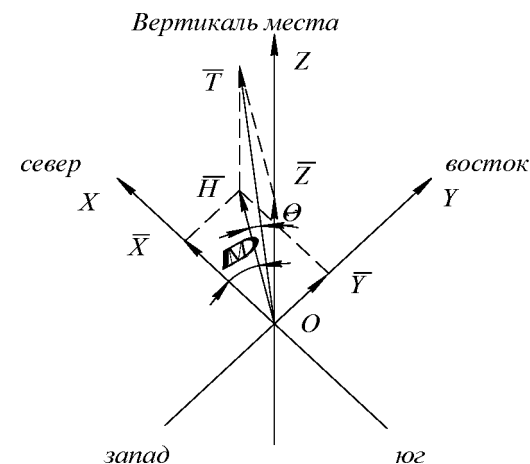


Рис. 6.9 – Модель геомагнитного поля Земли

6.3 Измерители курса

Курсовые углы различают: истинный ψ , магнитный ψ_m и компасный ψ_k ; а на практике ортодромический ψ_o (ортодромия – дуга большого круга, плоскость которого проходит через центр Земли).

Измерения курса осуществляется магнитным, индукционным, гироскопическим, гиромангнитным, гиरोиндукционным, астрономическим и радиотехническим методами.

Геомагнитное поле Земли можно представить следующей простейшей моделью (рис. 6.9).

Угол между векторами \vec{H} и \vec{T} называется наклонением $H = T \cos \Theta$.

Углы склонения и наклонения учитываются специальными магнитными картами, на которых нанесены изоклины, для которых $\Theta = const$, и изогоны, для которых $\Delta_m = const$.

$\vec{X}, \vec{Y}, \vec{Z}$ – 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;

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

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

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

6.4 Магнитные компасы

Метод основан на определении магнитного поля Земли с помощью постоянного магнита.

Схема датчика дистанционного магнитного компаса изображена на рис. 6.10.

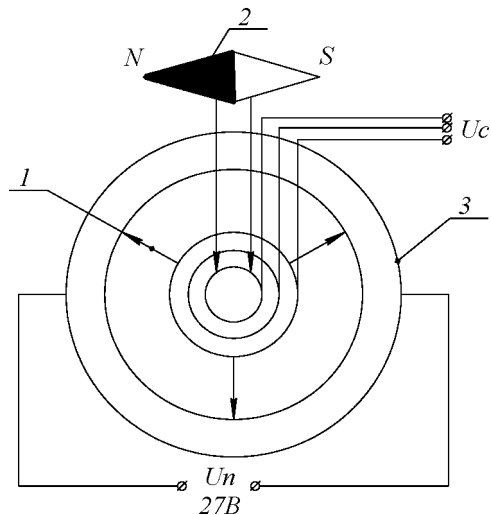


Рис. 6.10 – Схема датчика магнитного компаса

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

Методические погрешности возникают от магнитной девиации Δ_k и магнитного склонения Δ_m , от наклона летательного аппарата относительно подвижной системы магнита, от наклона подвижной системы компаса относительно плоскости горизонта.

Инструментальные погрешности появляются от трения в опорах, от изменения температуры, вносимые электрической схемой и конструкцией прибора.

Девиация Δ_k вызывается влиянием возмущающих магнитных полей летательного аппарата, источниками которых являются ферромагнитные массы и токонесущие провода. Метод устранения: разворотом датчика вокруг своей оси; с помощью лекального корректора, поворачивающего ротор сельсина или щетки потенциометра на угол девиации. Не устранен-

ную девиацию рассматривают как поправку, которая заносится в паспорт компаса.

6.5 Индукционные датчики магнитного курса

Принцип действия индукционного чувствительного элемента описан ранее в разделе “корректирующие устройства”, сигнал с которого определяется выражением

$$U_{\text{вых}} = -w(d\Phi_c/dt) \cdot 10^{-8}.$$

Рассмотрим принципиальную схему индукционного измерителя курса (рис. 6.11), которая работает по принципу следящей системы.

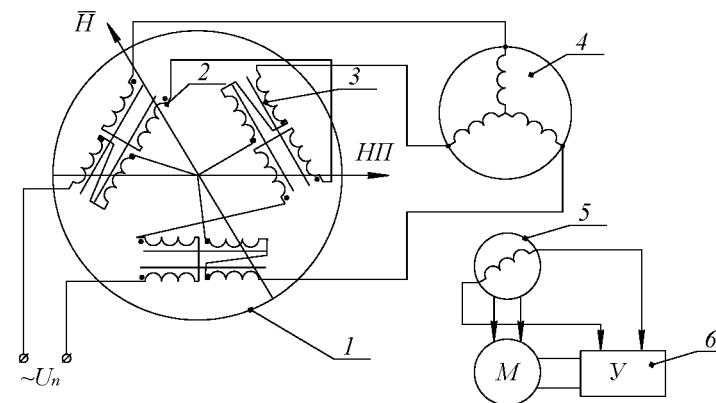


Рис. 6.11 – Принципиальная схема индукционного датчика магнитного курса

Где: 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.

6.6 Гиropolукомпасы

Трёхстепенной астатический гироскоп, ось ротора которого удерживается в плоскости горизонта коррекционным двигателем, а ось внешней рамки – вертикальна, является гиropolукомпасом.

На практике при задании маршрута полёта используют понятия ортодромического курса и ортодромической системы координат, относительно заданной ортодромии (наименьшего пути по прямой от пункта взлёта до посадки). При этом главная ось гироскопа ориентируется в плоскости ортодромического курса в направлении заданной ортодромии, относительно которой измеряется угол курса (рис. 6.12).

Угловая скорость отклонения ротора свободного гироскопа от заданной ортодромии равна:

$$\omega_{\eta} = -\Omega_3 \sin \varphi - \frac{V_n}{R} \operatorname{tg} \varphi_0. \quad (6.3)$$

Если летательный аппарат идёт по заданному ортодромическому курсу и отклонение δ от заданной линии пути мало, тогда значение φ_0 мало и вторым членом уравнения можно пренебречь, т.е.

$$\omega_{\eta} \cong -\Omega_3 \sin \varphi. \quad (6.4)$$

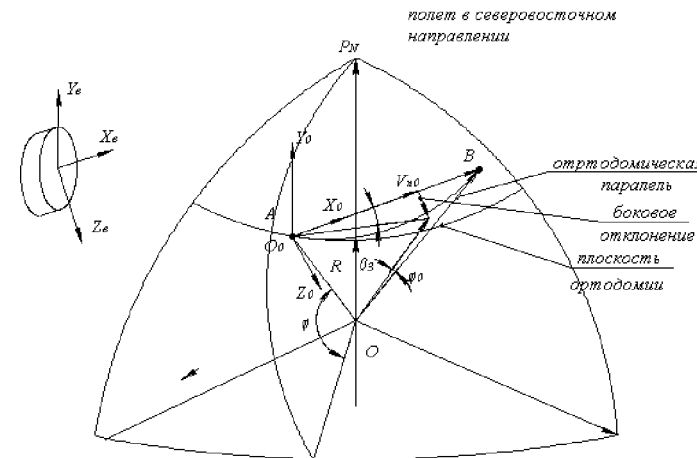


Рис. 6.12 – Направление главной оси гироскопа в ортодромической системе координат

$O_o X_o Y_o Z_o$ – ортодромическая система координат;

V_{nEO} – путевая скорость по координатной оси ортодромии (касательная к ортодромической параллели);

φ – географическая широта местонахождения летательного аппарата;

φ_0 – ортодромическая широта.

То есть для внесения поправки на вращение Земли необходимо знать широту φ местонахождения самолёта.

Гиropolукомпасы используются как самостоятельные курсовые приборы, в качестве датчиков курса в современных курсовых системах и автопилотах.

Рассмотрим электрокинематическую схему гиropolукомпаса типа ГПК-52 (рис. 6.13).

При нажатии кнопки на пульте управления двигатель D_{ψ} поворачивает шкалу относительно оси наружной рамы гироскопа, что позволяет осуществлять начальную выставку по стояночному курсу.

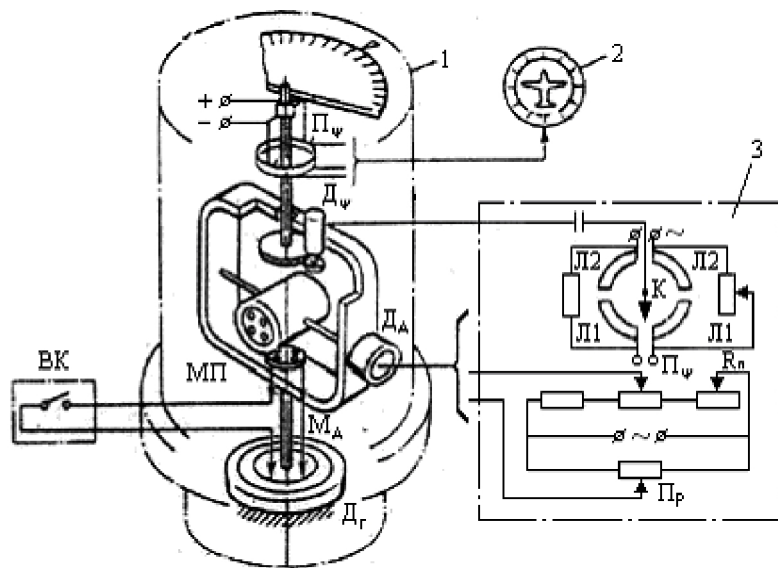


Рис. 6.13 – Электрокинематическая схема гирополукомпаса ГПК-52

Обозначения на схеме:

1 - гиродатчик;

2 - указатель;

3 - пульт управления.

Компенсация составляющей скорости $\Omega_3 \sin \varphi$ обеспечивается системой азимутальной коррекции, состоящей из мостовой схемы Π_φ , R_n , Π_p и Π и электродвигателя $Д_а$, который обеспечивает момент по оси внутренней рамы пропорциональный $\Omega_3 \sin \varphi$.

Π_φ – потенциометр местоположения самолёта (вводится широта φ);

R_n – реостат, регулирует скорость азимутальной коррекции;

Π_p – потенциометр компенсации ухода гироскопа из-за разбаланса гиросузла;

Π_ψ – потенциометр, обеспечивает съём сигнала пропорционального ортодромическому курсу на указателе;

$Д_\psi$ – двигатель, поворачивает шкалу относительно наружной рамы гироскопа, что обеспечивает начальную выставку по стояночному курсу при нажатии кнопки на пульте управления;

$Л_1$, $Л_2$ – задают скорости вращения шкалы при начальной выставке;

$Д_2$ – двигатель-генератор, создающий корректирующий момент;

МП – маятниковый переключатель.

Шкала ГПК через результирующий двигатель $Д_\psi$ связана с наружной рамой гироскопа.

Методические погрешности появляются:

– из-за не учета составляющей $\frac{V_{н\bar{E}}}{R} \operatorname{tg} \varphi_0$, которая при её наличии не

вводится в схему компенсации;

– при измерении истинного курса из-за не учета скорости перемещения самолёта;

– из-за крена и тангажа возникает карданная погрешность, вызывающая отклонение наружной рамы от вертикали, а также на виражах, которая называется виражной.

Для компенсации карданных и виражных погрешностей в ГПК вводится стабилизация оси наружной рамы по вертикали.

Инструментальные погрешности возникают из-за наличия моментов трения, влияния токопроводов, разбалансировки гиросузла, влияния температуры, неточная корректировка кажущегося ухода гироскопа, то есть его дрейфа в азимуте.

6.7 Астрономические компасы

Предназначены для измерения истинного или ортодромического курса летательного аппарата путём пеленгации небесных светил. Работают в любой точке Земли, обеспечивая высокую точность и независимость измерений.

Рассмотрим модель небесной сферы и её основные элементы (рис. 6.14).

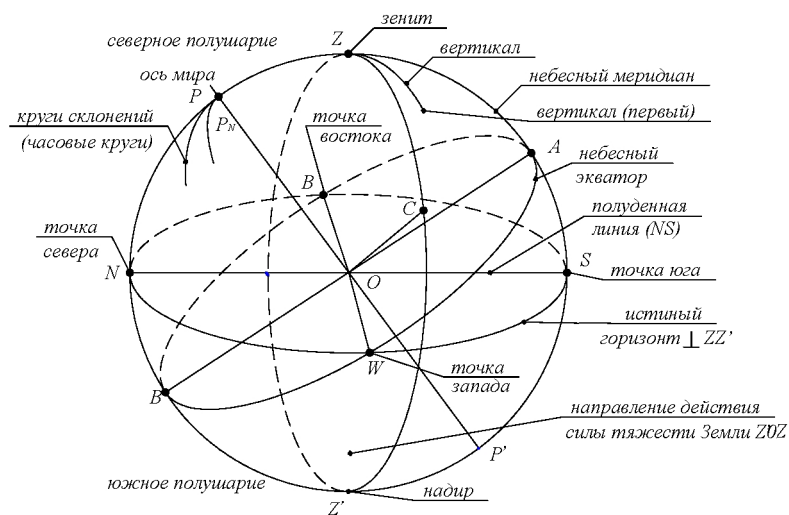


Рис. 6.14 – Модель небесной сферы

Горизонтальная система координат представлена на рис. 6.15.

Положение светила на небесной сфере определяется азимутом A и высотой h .

Высота над горизонтом – положительная, под горизонтом – отрицательная. В горизонтальной системе координат высота и азимут светила C меняются непрерывно в следствии кажущего вращения небесной сферы и зависит от времени. Высота – угол от горизонта до светила по дуге вертикала. Азимут – двугранный угол между ZSZ' и ZCZ' , т.е. между плоскостью меридиана и плоскостью вертикала.

Положение светила на небесной сфере определяется часовым углом t и склонением δ , которые определяются по авиационному астрономическому ежегоднику.

t – двугранный угол между плоскостью небесного меридиана и плоскостью круга склонения светила. t определяется углом в плоскости небесного экватора, и её отсчёт ведётся от точки A .

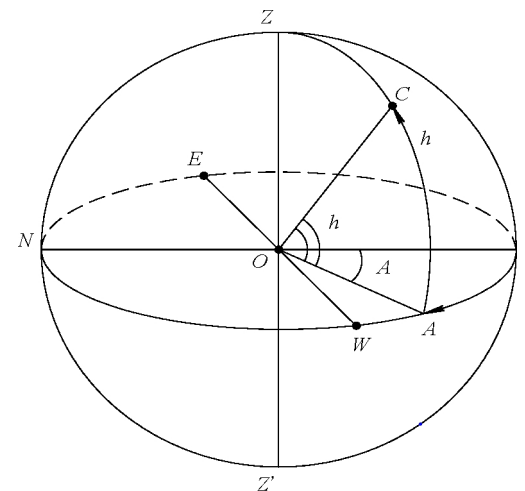


Рис. 6.15 – Горизонтальная система координат

Склонением светила называется угол, отсчитываемый от небесного экватора до светила по дуге круга склонения. Склонение от экватора к P_N считается положительным, к P_S – отрицательным.

Экваториальная система координат показана на рис. 6.16.

Рассмотрим принцип действия астрономического компаса (рис. 6.17) и его функциональную схему (рис. 6.18).

Истинный курс определяется: $\psi = A - \beta$.

Для определения ψ с помощью горизонтальных астрономических компасов необходимо найти курсовой угол светила β и азимут A . Курсовой угол светила β – это угол между продольной осью летательного аппарата и плоскостью вертикали светила.

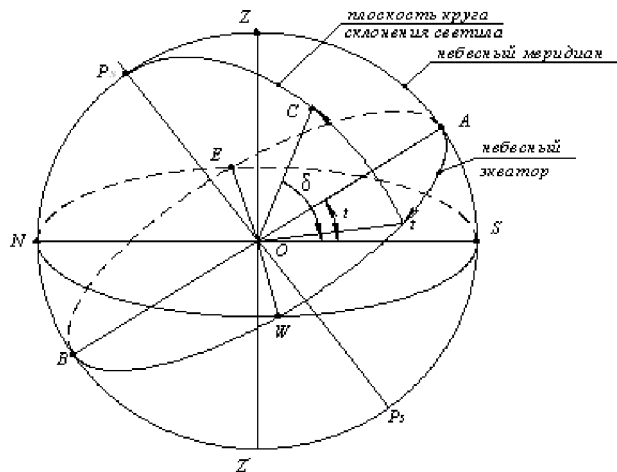


Рис. 6.16 – Экваториальная система координат

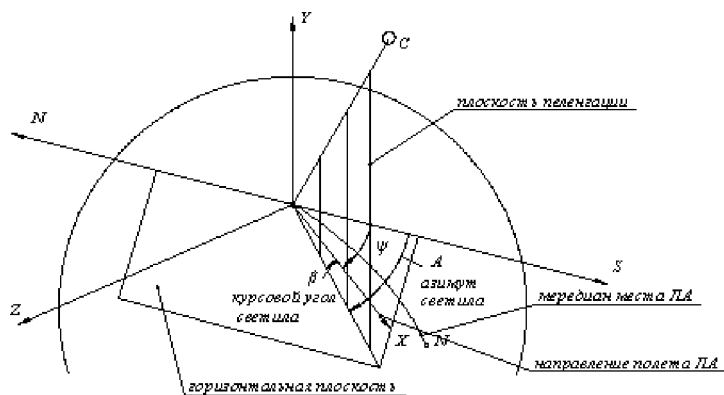


Рис. 6.17 – Принцип действия астрокомаса

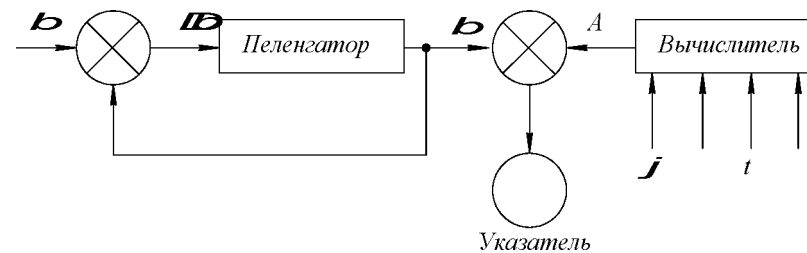


Рис. 6.18 – Функциональная схема астрокомаса

Азимут определяется счётно-решающим устройством по зависимости:

$$A = \arctg \left(\frac{\cos \delta \sin t}{\cos \varphi \sin \delta - \sin \varphi \cos \delta \cos t} \right), \quad (6.5)$$

где φ - широта и λ - долгота, то есть географические координаты места определения курса, которые определяются навигационными устройствами ЛА;

$t = \lambda + t_{cp}$ - местный часовой угол;

t_{cp} - часовой угол по гринвичскому меридиану;

δ - склонение светила.

Параметры t_{cp} и δ определяются по авиационному астрономическому ежегоднику.

Точность измерения определения курса $\pm 0,5^\circ$.

Среднеквадратичная радиальная ошибка определения места самолёта составляет 30...40 км.

Широта измерения $0 \pm 88^\circ$.

6.8 Курсовые системы.

6.8.1 Принципы комплексирования

Рассмотренные датчики не могут в отдельности обеспечить точное измерение вследствие указанных недостатков: магнитные на магнитных широтах дают большие погрешности (также склонение + девиация).

Гирокомпасы работают во всех районах Земли, но в режиме “Память”. То есть каждый метод измерения имеет свои достоинства и недостатки. Объединение нескольких измерителей курса, работающих на один указатель в целях компенсации недостатков отдельных измерителей, называется комплексированием.

В современных курсовых системах гироскопические датчики комплексировуются с магнитными, астрономическими датчиками курса, а также используются показания радиокомпасов, в зависимости от условий применения.

Так для астрокомпаса при полётах на низких высотах необходимо наличие погодных условий, а для радиокompаса достаточное количество радиостанций на пути следования. Основным измерителем курса является гирополукомпас, выдающий ортодромический курс. Он работает непрерывно, а остальные датчики включаются в зависимости от условий работы, то есть работают в режиме магнитной коррекции (МК) или астрономической коррекции (АК).

6.8.2 Работа курсовой системы в режиме ГПК

Функциональная схема курсовой системы (КС) в режиме ГПК изображена на рис. 6.19.

Перед включением режима ГПК гироагрегаты курсовой системы согласуются с индукционными или астрономическими датчиками курса. После включения режима ГПК курсовая система стабилизирует это согласованное значение курса, которое задаётся курсовым задатчиком 1. В качестве датчика курса используют потенциометрический датчик, сельсин

или СКТ. Согласование датчика курса гироагрегата в режиме ГПК с датчиками магнитной или астрономической коррекции при установке начального курса осуществляется с помощью схемы, состоящей из усилителя, двигателя, электромагнитной муфты и редуктора.

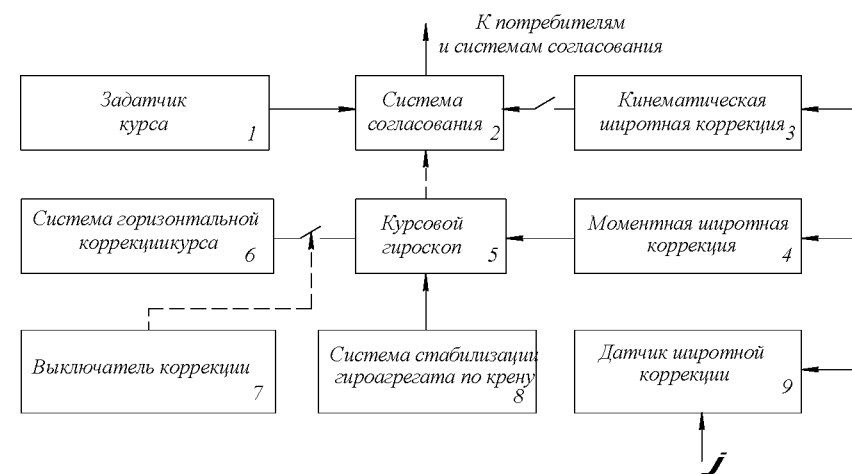


Рис. 6.19 – Функциональная схема курсовой системы в режиме ГПК

Уход гироскопа от вращения Земли компенсируется с помощью широтной коррекции.

Кинематическая широтная коррекция – ввод коррекции ухода оси гироскопа через кинематику в систему согласования курса. Моментная широтная коррекция – коррекция, вводимая коррекционным моментом пропорциональным углу φ по оси внутренней рамы (как в ГПК-52).

Для обеспечения горизонтальной коррекции применяют системы коррекции с маятниковым жидкостным датчиком или ёмкостным датчиком горизонтальной коррекции.

Для ликвидации карданных погрешностей гироагрегата при крене самолёта, ось наружной рамы гироскопа подвешивается на дополнительной раме, которая стабилизируется по крену по сигналам гировертикали с помощью сельсинной или потенциометрической следящей системы. Диапа

зон допустимых кренов при этом составляет $\pm 55^\circ$. Для повышения надёжности курсовых систем используют два гироагрегата, которые работают одновременно (один как основной, другой запасной). Оба взаимозаменяемы в части своих функций. Запасной гироагрегат служит для контроля основного.

6.8.3 Режим магнитной коррекции

Функциональная схема курсовой системы в режиме магнитной коррекции (МК) изображена на рис. 6.20.

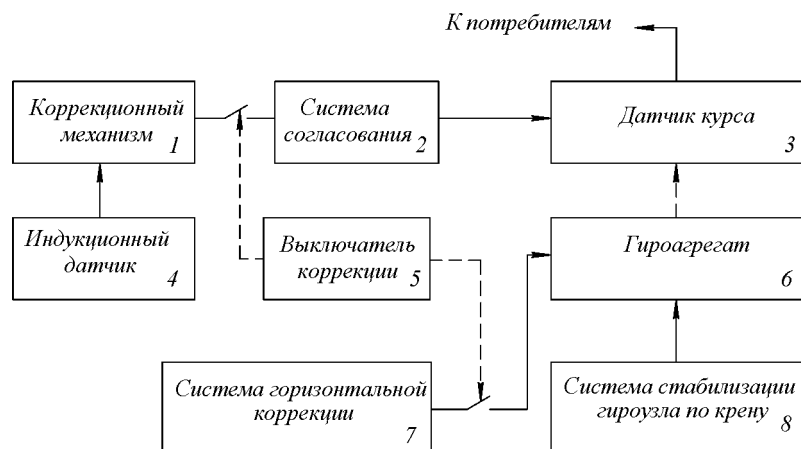


Рис. 6.20 – Функциональная схема КС в режиме МК

В этом режиме сигналы с индукционного датчика (ИД) обрабатываются коррекционным механизмом (КМ), с помощью которого устраняются девиационные погрешности индукционного датчика и инструментальная погрешность дистанционных передач. Из (КМ) через систему согласования (СС) сигнал магнитного курса подаётся на датчик курса (ДК) гироагрегата (ГА). Угол между нулевыми линиями статора, которая обрабатывается по сигналу с (СС), и ротора сельсина, связанного с гироагрегатом, будет равен магнитному курсу, который называют гиромагнитным курсом

$\psi_{ГМК}$, а с учётом магнитного склонения может быть преобразован в истинный курс ψ или ортодромический ψ_0 . Система согласования обеспечивает полную компенсацию ухода гироскопа под влиянием вращения Земли, разбаланса и других причин, за счёт необходимой скорости согласования. Выключатель коррекции отключает на виражах цепи ИД и цепи горизонтальной коррекции. Используется также система стабилизации гироузла по крену.

6.8.4 Курсовая система ТКС-П в режиме “МК”

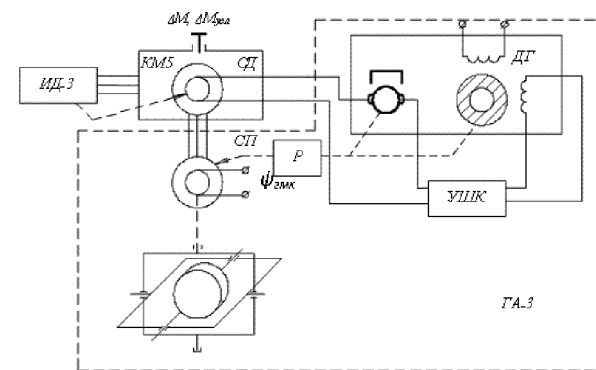


Рис. 6.21 – Принципиальная схема режима «МК»

Магнитный курс, формируемый как поворот ротора (рис. 6.21) СД по сигналу с ИД-3, выдаётся в схему в виде сигнала рассогласования, который усиливается усилителем (УШК) и подаётся на двигатель-генератор. Происходит разворот статора сельсин-приёмника в согласованное положение и выработка гиромагнитного курса, то есть принцип обычной следящей системы. Режим “МК” периодически применяется для коррекции гироагрегатов. Более продолжительно он использует при полёте по локодромии.

$\Delta M_{усл}$ – расхождение магнитного и ортодромического курсов.

6.8.5 Режим астрономической коррекции (АК)

В режиме астрономической коррекции связь датчика курса и гироагрегата осуществляется по схеме аналогичной схеме в режиме “МК”, только сельсин, выполняющий коррекцию, находится в блоке связи астрокомпаса, например, типа ДАК-ДБ, либо соответствующий сельсин в звёздно-солнечном ориентаторе.

Астрокомпас может использоваться в светлое время суток, звёздно-солнечный ориентатор днём и ночью. Режим астрокоррекции от звёздно-солнечного ориентатора обеспечивает точную выставку курса перед началом полёта. При проведении навигационных расчётов и манёвров самолёта используется также совместная работа курсовых систем и автоматического радиокомпаса. При этом обеспечивается совмещённая индикация курса, курсового угла и пеленга на радиостанцию.

6.8.6 Погрешности курсовых систем

В режиме “МК” погрешности возникают из-за воздействия ускорений на чувствительный элемент и отклонения его от плоскости горизонта, а также при взлёте, когда угол тангажа составляет больше 15° , накладывается дополнительная погрешность магнитного датчика, девиационная погрешность.

В режиме “ГПК” погрешности возникают:

- из-за неточной начальной выставки курса;
- из-за азимутального ухода гироскопа и из-за неточной компенсации погрешности вращения Земли;
- из-за бокового отклонения от ортодромии;
- из-за неточности дистанционной передачи от гироагрегата на указатели.

Ко всем курсовым системам относятся следующие погрешности:

Методические: из-за вращения Земли и перемещения самолёта, карданные погрешности от воздействия ускорений на систему горизонтальной коррекции. Инструментальные погрешности: из-за разбаланса, люфта в опорах, температурного расширения ротора, из-за трения в осях кардан-

ного подвеса гироскопа, из-за изменения кинетического момента гироскопа, из-за несовершенства следящих систем и дистанционных передач.

6.8.7 Точная курсовая система типа ТКС-П2

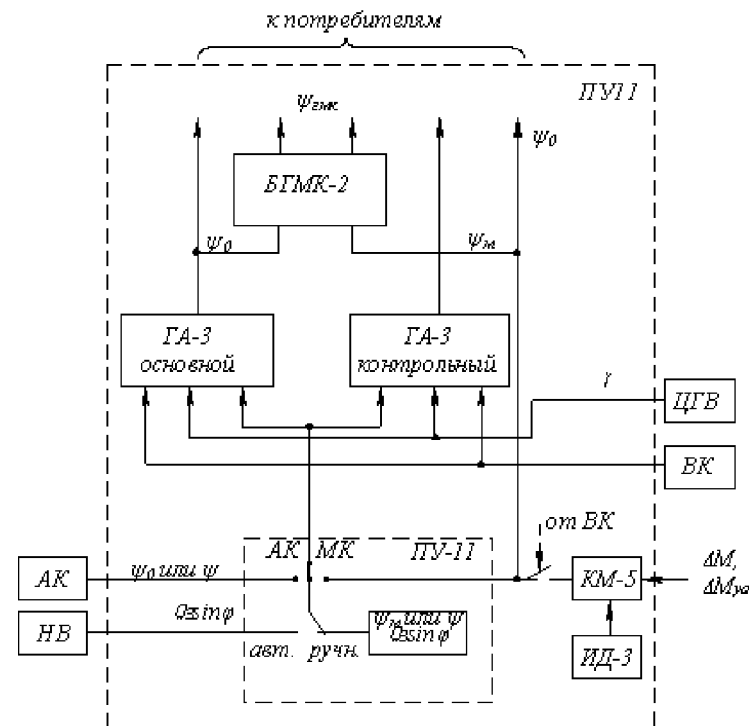


Рис. 6.22 – Функциональная схема ТКС-П2

Состав:

БГМК-2 – блок гиромагнитного курса;

ГА-3 – гироагрегат;

ЦГВ – центральная гировертикаль;
 ВК – выключатель коррекции;
 АК – астрокорректор;
 НВ – навигационный вычислитель;
 КМ-5 – коррекционный механизм;
 $\Omega_3 \sin \varphi$ – мостовая схема широтной коррекции пульта ПУ-11;
 ИД-3 – индукционный датчик.

Гиромагнитный курс вырабатывается в БГМК-2 (рис. 6.22) по сигналам ψ_m от КМ-5 и сигналам ψ_0 от ГА-3, усредняя значения магнитного курса. Нормальная работа ТКС-П2 обеспечивается по крену самолёта с ЦГВ и угловой скорости разворота (ограничения от ВК). Независимо от положения переключателей на ПУ-11 оба гироскопа работают в режиме ГПК. В зависимости от положения переключателей на ПУ-11 осуществляется коррекция в режимах “АК”, “МК”, от “НВ” или в ручном режиме от мостовой схемы широтной коррекции.

6.8.8 Базовая система курса и вертикали (БСКВ)

Базовая система курса и вертикали предназначена для решения навигационных задач на основе точных гироскопических датчиков (инерциальных курсовертикалей), являющихся объединением гироскопа и гировертикали.

Базовая система курса и вертикали (рис. 6.23) формирует приведенный курс $\psi_{пр}$, гирополукомпасный курс $\psi_{гmk}$, гиромагнитный курс $\psi_{гmk}$ и выдаёт их потребителям летательного аппарата.

Приведённый курс – это курс, измеряемый относительно условного направления. Внешняя коррекция в этом режиме периодически производится. Автоматическая коррекция приведённого курса производится по сигналам от ЦВМ.

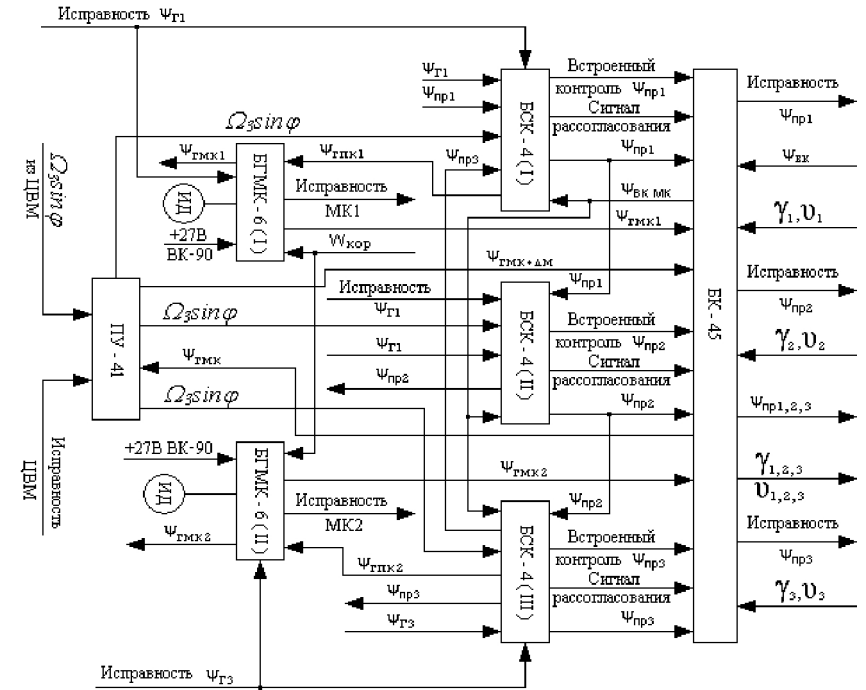


Рис. 6.23 – Функциональная схема БСКВ

В БСКВ входят:

ПУ-41 – 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;

БСК-4 – блок согласования курса формирует сигналы приведенного курса $\psi_{пр}$ и сигналы гирополукомпасного курса $\psi_{гmk}$;

БГМК-6 – блок гиромагнитного курса, который вырабатывает и обеспечивает потребители сигналами гиромагнитного курса $\psi_{гmk}$;

БК-45 – блок коммутации, который выдаёт сигналы исправности цепей формирования курса и переключает внешние датчики курса, используемые для коррекции;

ИД-6 – индукционный датчик, предназначенный для измерения направления горизонтальной составляющей вектора напряжённости магнитного поля Земли.

Структурная схема БСКВ трёхканальная.

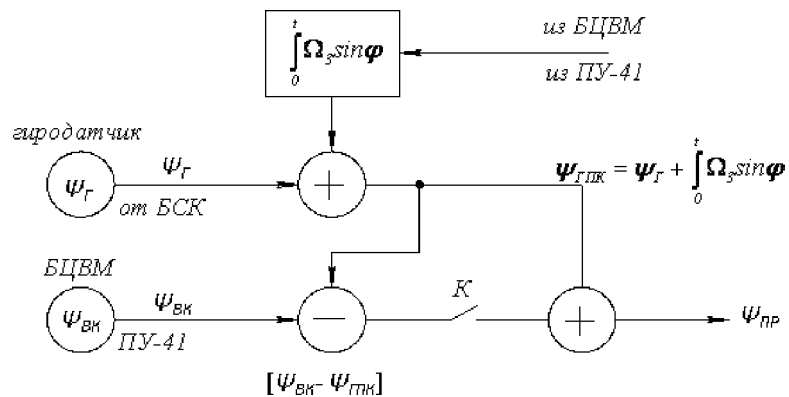


Рис. 6.24 – Структурная схема канала приведённого курса

Каждый канал вырабатывает $\psi_{пр}$ на основе сигналов ψ_2 , поступающих с гиродатчиков (курсовертикалей) и сигналов из БЦВМ или из ПУ-41. Значения $\psi_{пр}$ вычисляются в первом и третьем каналах и индицируются на правом и левом пилотажно-навигационных приборах (ПНП). Значение $\psi_{гпк}$ вычисляется во втором канале и индицируется на индикаторе навигационной обстановки. Значение $\psi_{гмк}$ вычисляется в каналах гиромагнитного курса и индицируется на ПНП и радиоманитных индикаторах (РМИ). Сигнал широтной коррекции $\Omega_3 \sin \varphi$ вычисляется в БЦВМ или вводится вручную с пульта ПУ-41. Сигнал курса внешней коррекции $\psi_{вк}$ вычисляется в БЦВМ и вводится в БСК-4 по сигналу “Согласование”, а также может вводиться с пульта ПУ-41. Приведённый курс $\psi_{пр}$ формируется следующим образом (рис.6.24).

По точкам ЛЗП постоянно уточняется курс, а между ними полёт идёт по гирополукомпасному курсу, то есть по участкам ортодромии.

Гиромагнитный курс формируется схемой канала гиромагнитного курса, структура которой представлена ниже (рис. 6.25).

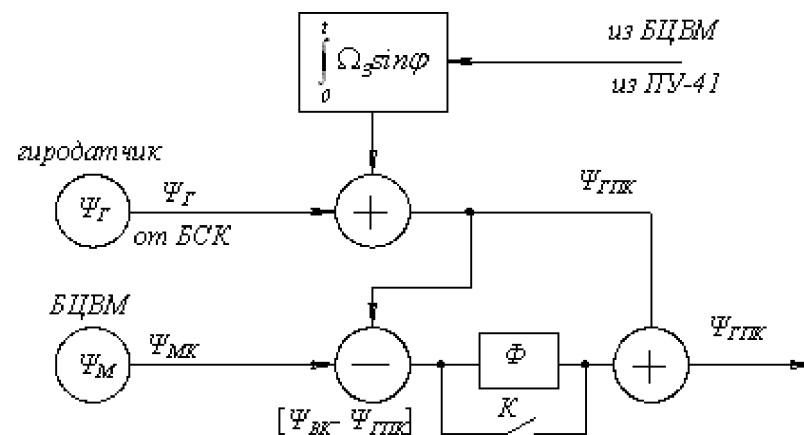


Рис. 6.25 – Структурная схема канала гиромагнитного курса

$W_{\phi}(S)$ – передаточная функция фильтра, фильтрующего высокочастотную составляющую $\psi_{гпк}$.

Таким образом, базовая система курса и вертикали обеспечивает наиболее точное измерение приведённого курса с использованием усреднённого значения гиромагнитного и гирополукомпасного курса с внешней коррекцией, трёхкратным резервированием и постоянным встроенным контролем.

7 Навигационные системы счисления

7.1 Методы навигации

Основой эргатической системы автоматизированного вождения летательного аппарата является пилотажно-навигационный комплекс.

Навигационный комплекс определяет положение и движение самолёта, вычисляет отклонение от заданной траектории полёта и выдаёт сигналы для устранения этого отклонения пилотажному комплексу.

Пилотажный комплекс – это комплекс средств, решающих задачу стабилизации положения летательного аппарата относительно центра масс и исполнение команд экипажа и навигационного комплекса для управления полётом по заданной пространственно-временной траектории с обеспечением требуемых пилотажных характеристик и безопасности полёта при автоматическом, полуавтоматическом и ручном пилотировании.

В целом пилотажно-навигационный комплекс – это единая информационно-управляющая система.

Методы навигации классифицируются по способу определения координат местоположения летательного аппарата, и в авиации используются следующие методы:

- счисление пути;
- позиционные;
- обзорно-сравнительные.

Наибольшее практическое применение в авиации нашел метод счисления пути, который позволяет определить координаты местоположения интегрированием во времени измеряемых скоростей и ускорений с помощью воздушных (аэрометрических), доплеровских, астрономических и инерциальных методов.

В воздушном методе используют сигналы СВС (V, H, T) и решаются уравнения метода навигации.

Доплеровский метод основан на измерении радиолокационным способом путевой скорости летательного аппарата и получении координат местоположения летательного аппарата интегрированием этой скорости во времени.

Астрономические методы используют пеленгацию светил и с помощью БЦВМ определяют с высокой точностью координаты местоположения летательного аппарата.

Инерциальный метод используют для вычисления координат места летательного аппарата двойное интегрирование по времени составляющих абсолютных ускорений летательного аппарата, и не зависит от магнитного поля Земли, атмосферных условий и других факторов.

Методы счисления пути являются основными методами навигации для летательного аппарата.

7.2 Алгоритмы работы систем счисления пути

Основными системами координат, применяемыми в гражданской авиации для счисления пути, являются нормальная, сферическая и ортодромическая (рис. 7.1).

Координатами первой являются сферическая широта φ и долгота λ .

Ортодромическая система координат является скошенной сферической системой на угол карты ψ_k , экватор которой называют главной ортодромией.

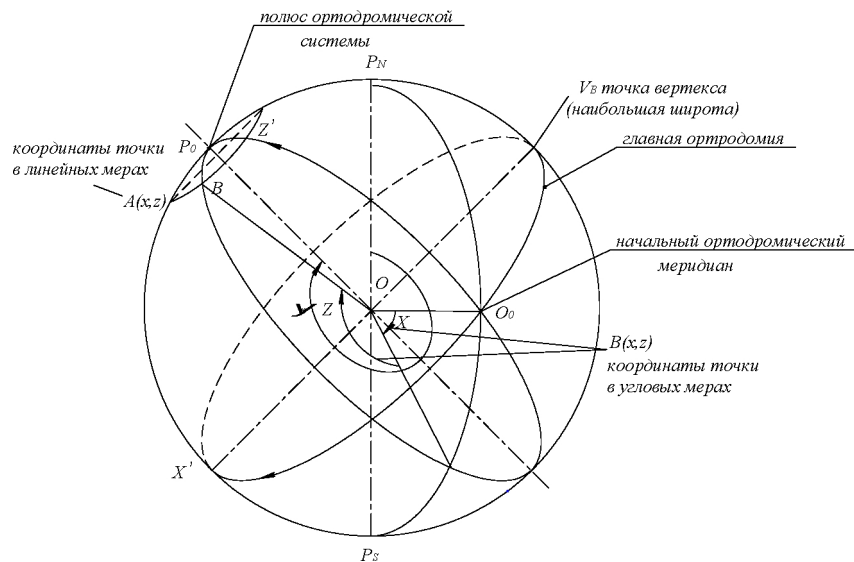


Рис. 7.1 – Нормальная сферическая и ортодромическая системы координат

O_0 – начало отсчёта, может быть выбрано произвольно.

Принцип действия аэротрических и доплеровских систем счисления пути основан на автоматическом интегрировании приращений линейных и угловых координат летательного аппарата, пропорциональных составляющим путевой скорости в горизонтальной системе координат.

Составляющие вектора путевой скорости в аэротрических системах находят суммированием горизонтальных составляющих истинной воздушной скорости \vec{V} и скорости ветра \vec{U} . Параметры ветра вводят вручную по данным метеостанций или соответствующих измерений на борту.

В доплеровских системах составляющие вектора путевой скорости \vec{V}_n определяются по модулю вектора V_n и углу сноса β , измеренным ДИСС.

В географической системе координат координаты места летательного аппарата определяются в соответствии с уравнениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi = \varphi'_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_{nN}}{R} dt \\ \lambda = \lambda'_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_{nE}}{R \cos \varphi} dt \end{array} \right\}, \quad (7.1)$$

где φ'_0 и λ'_0 – начальные значения широты и долготы;

V_{nN} , V_{nE} – северная и восточная составляющие путевой скорости;
 R – радиус Земли;

$t_1 \div t_2$ – время полёта летательного аппарата между пунктами маршрута.

Для аэротрических систем счисления пути алгоритм счисления имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi = \varphi'_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V \cos \psi + U \cos \delta}{R} dt \\ \lambda = \lambda'_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V \sin \psi + U \sin \delta}{R \cos \varphi} dt \end{array} \right\}, \quad (7.2)$$

где ψ – курсовой угол;

δ – угол между вектором путевой скорости и направлением вектора направления ветра.

Для доплеровских систем счисления пути алгоритм счисления имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi = \varphi'_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_n \cos(\psi + \beta_c)}{R} dt \\ \lambda = \lambda'_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_n \sin(\psi + \beta_c)}{R \cos \varphi} dt \end{array} \right\}. \quad (7.3)$$

В ортодромической системе координат местоположение летательного аппарата находится по уравнениям:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_0 = \varphi_{00} + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_{nX}}{R} dt \\ \lambda_0 = \lambda_{00} + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_{nY}}{R \cos \varphi} dt \end{array} \right\}, \quad (7.4)$$

где V_{nX} - составляющая путевой скорости по ортодромическому меридиану;

V_{nY} - составляющая путевой скорости по ортодромическому экватору;

$\varphi_{00}, \lambda_{00}$ - начальные значения ортодромической широты и долготы.

Уравнение (7.4) в линейных координатах:

$$\left\{ \begin{array}{l} X = X_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_{nX}}{R} dt \\ Y = Y_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_{nY}}{R \cos \varphi_0} dt \end{array} \right\}, \quad (7.5)$$

где X, Y - линейные координаты места летательного аппарата в длинах соответствующих отрезков ортодромического меридиана и экватора;

XOY - угловая система координат местоположения летательного аппарата.

Для аэрометрических систем алгоритм счисления в угловых координатах имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_0 = \varphi_{00} + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V \sin(\psi_0 - \psi_K) + U \sin(\delta_0 - \psi_K)}{R} dt \\ \lambda_0 = \lambda_{00} + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V \cos(\psi_0 - \psi_K) + U \cos(\delta_0 - \psi_K)}{R \cos \varphi_0} dt \end{array} \right\}, \quad (7.6)$$

где ψ_0 - ортодромический курс;

δ_0 - ортодромическое направление вектора;

ψ_K - угол карты, равный углу поворота главной ортодромии относительно опорного меридиана.

В линейных координатах:

$$\left\{ \begin{array}{l} X_0 = X_0 + \int_{t_1}^{t_2} [V \sin(\psi_0 - \psi_K) + U \sin(\delta_0 - \psi_K)] dt \\ Y_0 = Y_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{[V \cos(\psi_0 - \psi_K) + U \cos(\delta_0 - \psi_K)]}{\cos \varphi_0} dt \end{array} \right\}. \quad (7.7)$$

Для доплеровских систем алгоритм счисления в угловых координатах имеет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \varphi_0 = \varphi_{00} + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_n \sin(\psi_0 + \beta_c - \psi_K)}{R} dt \\ \lambda_0 = \lambda_{00} + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_n \cos(\psi_0 + \beta_c - \psi_K)}{R \cos \varphi_0} dt \end{array} \right\}, \quad (7.8)$$

в линейных координатах:

$$\left\{ \begin{array}{l} X_0 = X_0 + \int_{t_1}^{t_2} V_n \sin(\psi_0 + \beta_c - \psi_K) dt \\ Y_0 = Y_0 + \int_{t_1}^{t_2} \frac{V_n \cos(\psi_0 + \beta_c - \psi_K)}{\cos \varphi_0} dt \end{array} \right\}. \quad (7.9)$$

Наименьшая погрешность счисления координат достигается в доплеровских системах за счёт отсутствия погрешностей определения параметров ветра и за счёт точности самого метода. В этих системах погрешность определения путевой скорости составляет 1%, истинной воздушной скорости - 2.2%, скорости ветра - 2%.

Коррекция систем счисления пути производится по данным системы РСБН, которая измеряет полярные координаты летательного аппарата, азимут A и дальность D относительно наземного радио маяка с заранее известными координатами.

7.3 Структура и функциональные схемы навигационных систем счисления пути.

7.3.1 Аэрометрическая система счисления пути

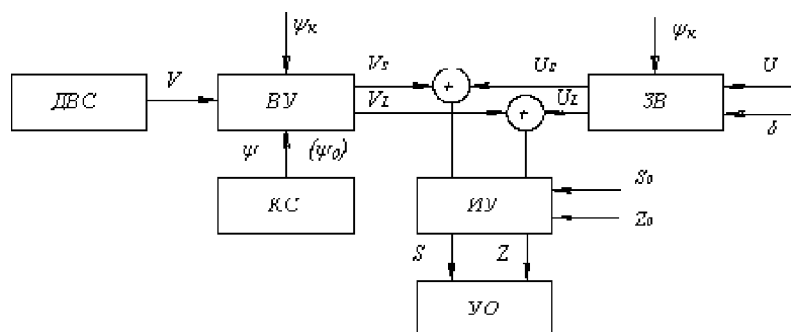


Рис. 7.2 – Функциональная схема аэрометрической системы счисления пути

Состав:

ДВС – датчик воздушной скорости;

КС – курсовая система;

ВУ – вычислительное устройство;

ЗВ – датчик ветра;

ИУ – интегрирующее устройство;

КС – курсовая система;

УО – устройство отображения;

ψ_k – угол карты;

δ – угол между направлением ветра и ортодромическим направлением полёта;

S_0, Z_0 (рис. 7.2) – начальные координаты в частноортодромической системе координат, причём координата S – ориентирована вдоль линии заданного пути (вдоль ортодромии), Z – перпендикулярна ортодромии – боковое отклонение от ЧО.

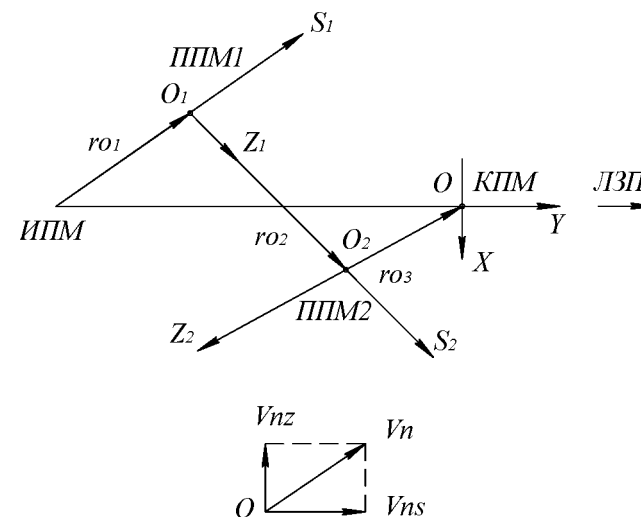


Рис. 7.3 – Частноортодромическая система координат

OX, OY – оси главноортодромической системы координат;

O_iZ_i, O_iS_i – оси частноортодромической системы координат;

X – боковое отклонение от ГО;

V_s, V_z – составляющие истинной скорости в частно-ортодромической системе координат;

U_s, U_z – составляющие скорости ветра в частно-ортодромической системе координат.

ДВС выдаёт напряжение, пропорциональное истинной воздушной скорости V , и с учётом значений сигнала ψ_k , задаваемого вручную, и $\psi(\psi_0)$ от курсовой системы в вычислительном устройстве вычисляются значения V_s и V_z , вектора которых складываются с векторами U_s и U_z , то есть скоростями ветра по соответствующим направлениям, (задаваемым ЗВ вручную). Интегрирующее устройство вычисляет текущие координаты S и Z с учётом начальных координат (S_0, Z_0), выводя их на УО. Решается уравнение (7.7). Эти системы имеют большие погрешности из-за того, что сложно учесть переменные скорость и направление ветра, которые вводят вручную.

7.3.2 Доплеровская система счисления пути

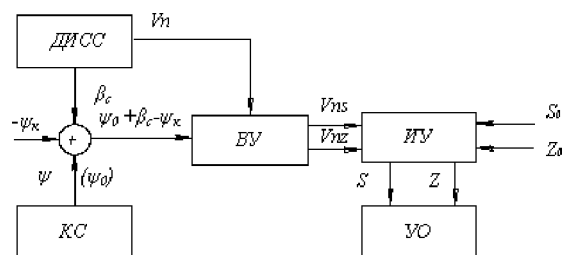


Рис. 7.4 – Функциональная схема доплеровской системы счисления пути

Сигналы путевой скорости V_n (рис. 7.4) и угла сноса β_c поступает с ДИСС, а сигнал ψ_0 или ψ с курсовой системы. Угол карты вводят вручную. Решаются уравнения в ИУ (7.9).

Недостатки системы:

- работает в горизонтальном полёте с креном и тангажом не более 10° ;
- при полёте в горах и над штилевым морем (волнение менее 1 балла) доплеровский локалатор даёт неустойчивую информацию и отключается;
- существенное влияние оказывают радиопомехи.

7.3.3 Воздушно-доплеровская система счисления пути

Основной режим работы – режим доплеровской системы. Кроме параметров S и Z (рис. 7.5) система определяет параметры ветра, как разности составляющих путевой скорости и истинной воздушной скорости в устройстве памяти (УП), например, с помощью потенциометрических следящих систем. При кратковременном отключении ДИСС включается режим “Память”. Уравнения (7.7) и (7.9) решаются в ИУ в зависимости от режима работы.

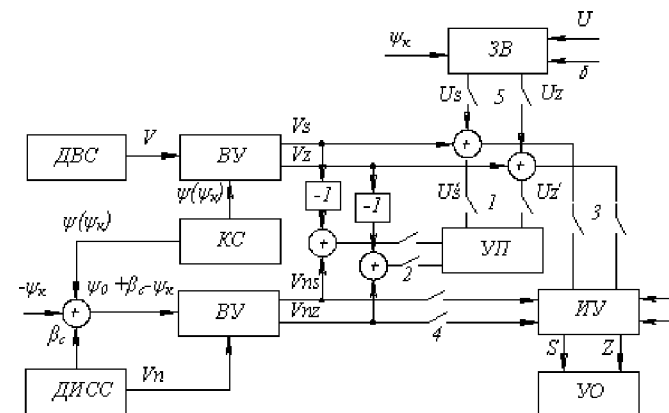


Рис. 7.5 – Функциональная схема воздушно-доплеровской системы счисления пути

В режиме “Память” контакты 2, 4, 5 размыкаются, а контакты 1 и 3 замыкаются, и система работает как аэрметрическая, но более точно. При длительном отключении ДИСС, используется резервный режим, контакты 3, 5 замыкаются, а 1, 2, 4 размыкаются. Счисление пути идёт как в аэрметрической системе. Функциональная схема воздушно-доплеровской системы счисления пути положена в основу автоматического навигационного устройства АНУ-1, которое помимо счисления координат места летательного аппарата выдаёт в автопилот сигналы, пропорциональные S и Z для автоматического пилотирования летательного аппарата по заданной пространственно-временной траектории.

7.4 Датчики линейных ускорений

Предназначены для измерения линейных ускорений и определения предельно допустимых перегрузок при манёврах, 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 её движении, а датчики, использующие этот принцип, называются акселерометрами.

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

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 характеру применения инерциальной массы различают осевые и маятниковые акселерометры (рис. 7.6, 7.7).

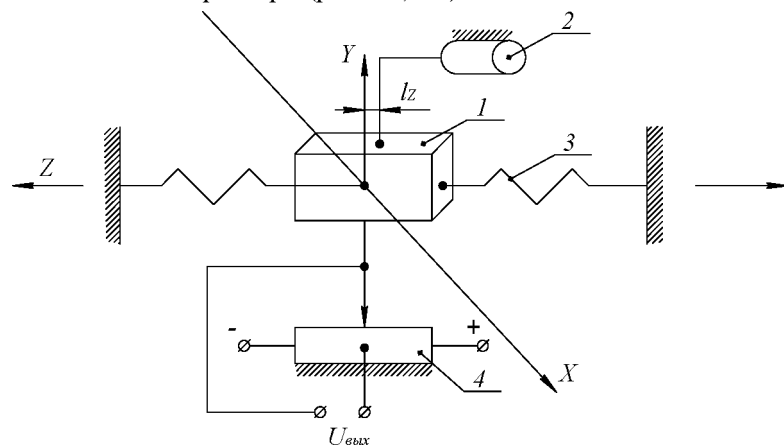


Рис. 7.6 – Схема осевого акселерометра

По способу подвеса инерциальной массы акселерометры различают с жидкостным, гидравлическим, аэродинамическим, магнитным и другими подвесами. Чувствительным элементом является инерциальная масса (1), 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.

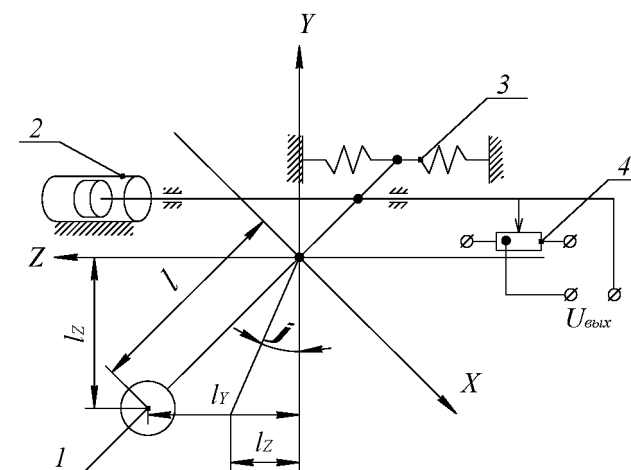


Рис. 7.7 – Схема маятникового акселерометра

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:

$$l_{oc} = \frac{m_{oc}}{K_{oc}} j_{zo}, \quad (7.10)$$

где m – масса;

K – конструктивный коэффициент;

j_{zo} – линейное ускорение.

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

$$\varphi = \frac{m_M}{K_M l} j_{z_0}, \quad (7.11)$$

при этом выходной сигнал равен соответственно:

$$\left. \begin{aligned} U_{\text{вых.OC}} &= K_{\text{noc}} I_z \\ U_{\text{вых.M}} &= K_{\text{нМ}} \varphi \end{aligned} \right\}. \quad (7.12)$$

Методические погрешности имеют место:

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

Инструментальные погрешности:

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

Имеет наличие динамическая погрешность. Чтобы её уменьшить выбирают коэффициент демпфирования $K_0=0,707$, 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-1Т для улучшения характеристик управляемости самолёта в качестве датчика горизонтальных ускорений, в инерциальных навигационных системах.

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

7.5 Инерциальные системы

7.5.1 Физические принципы инерциальной навигации

Основаны на решении основной задачи динамики: зная действующие на летательный аппарат силы, его начальное положение и скорость, определить закон движения летательного аппарата, то есть координаты и пространственное положение относительно выбранной системы отсчёта. Так как твёрдое тело в пространстве обладает шестью степенями свободы, задачу решают в два этапа: определяют закон движения центра масс, а затем закон движения летательного аппарата относительно центра масс.

Первый этап базируется на втором законе Ньютона, то есть:

$$\frac{d^2 \bar{R}}{dt^2} = \frac{1}{M} \bar{F},$$

где $\frac{d^2 \bar{R}}{dt^2}$ - абсолютное ускорение летательного аппарата;

\bar{R} - радиус вектор центра масс летательного аппарата относительно абсолютной системы координат $OXYZ$;

M - масса летательного аппарата;

$\bar{F} = \sum_{i=1}^n \bar{F}_i$ - равнодействующая всех сил, приложенных к центру

масс.

В общем случае равнодействующая всех сил зависит от положения летательного аппарата и скорости, то есть: $\bar{F} = F(t, \bar{R}, \bar{V})$.

Поэтому: $\frac{d^2 \bar{R}}{dt^2} = \frac{1}{M} \bar{F}(t, \bar{R}, \bar{V})$.

В результате интегрирования получим:

$$\left. \begin{aligned} \bar{R} &= R(t, \bar{C}_1, \bar{C}_2) \\ \dot{\bar{R}} &= \dot{R}(t, \bar{C}_1, \bar{C}_2) \end{aligned} \right\},$$

где C_1, C_2 – произвольные постоянные интегрирования, зависящие от начальных условий \bar{R}'_0, \bar{R}'_0 .

Найдя значения C_1 и C_2 и после замены их в исходных уравнениях, получим частное решение, удовлетворяющее начальным условиям:

$$\bar{R} = \bar{R}(t, \bar{R}_0, \bar{R}) \quad (7.13)$$

Это уравнение и является законом движения летательного аппарата под действием сил при данных начальных условиях.

Второй этап решения основывается на кинематических уравнениях Эйлера, которые определяют мгновенные скорости летательного аппарата относительно заданной системы координат:

$$\left. \begin{aligned} \omega_x &= \dot{\psi} \sin \vartheta + \dot{\gamma} \\ \omega_y &= \dot{\psi} \cos \gamma \cos \vartheta + \dot{\vartheta} \sin \gamma \\ \omega_z &= -\dot{\psi} \sin \gamma \cos \vartheta + \dot{\gamma} \cos \gamma \end{aligned} \right\} \quad (7.14)$$

Отсюда могут быть найдены углы поворота летательного аппарата: ψ - рыскания, ϑ - тангажа, γ - крена.

То есть для определения закона движения центра масс летательного аппарата, необходимо измерить величину и направление равнодействующих сил, а для измерения ψ, ϑ, γ - величину и направление мгновенных скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$.

7.5.2 Принципы действия и основные структурные схемы инерциальных навигационных систем ИНС

ИНС предназначены для определения параметров движения летательного аппарата в заданной системе отсчёта с помощью реализации принципов инерциальной навигации.

Преимущества: автономность, универсальность, помехоустойчивость, высокая информативность, точность.

По принципу действия ИНС различают платформенные и бесплатформенные.

Рассмотрим принцип действия платформенной ИНС (рис. 7.8).

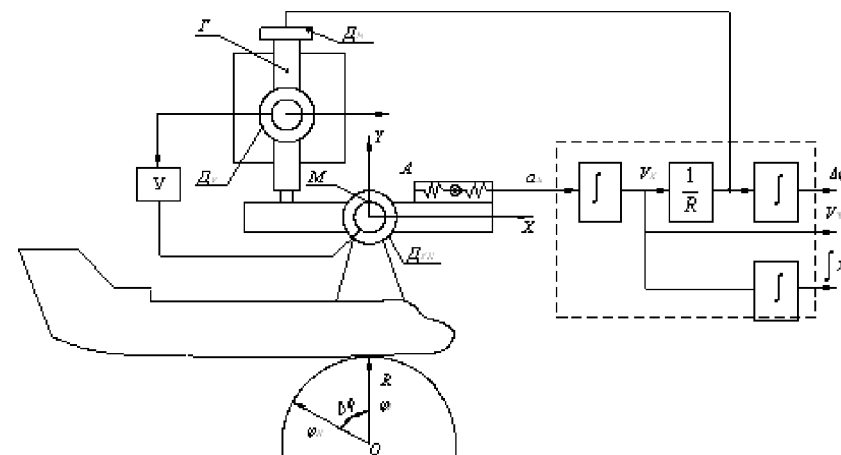


Рис. 7.8 – Функциональная схема одноканальной платформенной ИНС

Пусть ИНС одномерная и имеет одну степень вращения по углу тангажа ϑ . На летательном аппарате установлена одноосная гироскопическая платформа, стабилизируемая относительно оси стабилизации OZ (направлена перпендикулярно плоскости рисунка на восток). Ось OY направлена по вертикали места.

В исходном состоянии \bar{H} строго горизонтален и его направление совмещено с измерительной осью акселерометра OX . Поэтому в начальный момент ускорение равно абсолютному ускорению a_x , определяемое силой \bar{F} . В общем случае, при отклонении гироскопической платформы от горизонтали акселерометр измеряет проекцию кажущегося ускорения на ось OX :

$$a_{kx} = a_x + g_x,$$

где a_x – проекция абсолютного ускорения;

g_x – проекция ускорения на ось OX .

Проинтегрировав, получим:

$$V_x = \int_0^t a_{kx} dt + V_0,$$

где V_0 – начальная скорость при $t=0$.

При движении летательного аппарата по дуге со скоростью V_x , вертикаль места будет перемещаться с угловой скоростью $\dot{\varphi} = \frac{V_x}{R}$, и если сигнал V_x после первого интегратора умножить на $\frac{1}{R}$ и подать на датчик

моментов, то ротор гироскопа будет прецессировать со скоростью $\omega_z = \frac{M}{H} = \frac{V_x}{R}$ с помощью датчика, усилителя и двигателя, разворачивая гиروطформу со скоростью перемещения вертикали места, корректируя и удерживая таким образом гиروطформу в горизонтальном положении, что компенсирует составляющую от гравитационного поля Земли.

$$S_x = \int_0^t V_x(t) dt + S_0, \quad (7.15)$$

а приращение широты равно: $\Delta\varphi = \int_0^t \frac{V(t)}{R} dt$.

Погрешность такой ИНС за 7 часов работы: продольное отклонение – 46 км, боковое отклонение – 37 км.

С датчика угла платформы снимается сигнал пропорциональный углу тангажа ϑ .

Рассмотрим структурную схему бесплатформенной ИНС (рис. 7.9).

Акселерометры A_1, A_2 и трёхстепенной гироскоп G установлены на корпусе летательного аппарата. При перемещении летательного аппарата из точки φ_0 в точку φ_t сигналы с акселерометров, пропорциональные кажущимся ускорениям a_{kx} и a_{ky} , подаются в преобразователь координат ПК, где на основе поступающего текущего угла φ_t вычисляется горизонтальная составляющая a_x . Приращение $\Delta\varphi$ вычисляется с помощью двух интеграторов, как в предыдущей схеме.

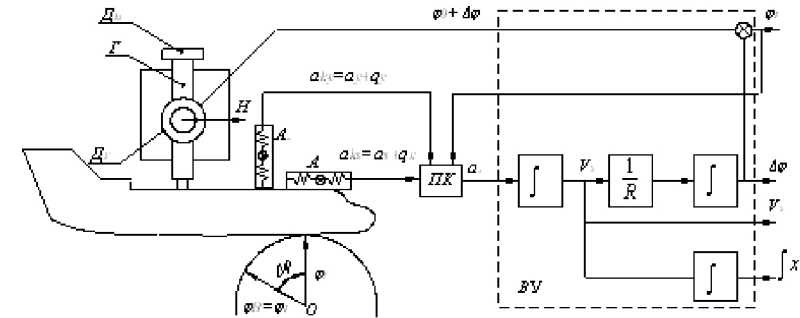


Рис. 7.9 – Функциональная схема одноосной бесплатформенной ИНС

Угол широты φ_t получается на выходе сумматора как сумма значений угла φ_0 , полученного с датчика угла гироскопа, и приращения $\Delta\varphi$, определённого после двукратного интегрирования сигнала преобразователя координат. Погрешность за один час работы 3,7 км по продольному и боковому отклонению.

Рассмотренные ИНС существенно различаются по условию работы чувствительных элементов – гироскопов и акселерометров, по степени сложности конструкции, по объёму и быстродействию вычислителей. Каждая ИНС имеет свои преимущества и недостатки.

В соответствии с принципами, используемыми при работе и реализации, ИНС классифицируются:

1. Геометрические системы, в которых платформа стабилизирована таким образом, что её абсолютная угловая скорость равна нулю. При этом ориентация платформы относительно инерциальной системы координат остаётся неизменной.

2. Аналитические системы, в которых гироскопы и акселерометры смонтированы жёстко на объекте. Эти системы называются бескарданными или бесплатформенными ИНС. Угловые скорости измеряются гироскопами, а линейные ускорения – акселерометрами. Вычислитель запоминает начальную ориентацию и определяет местоположение объекта в любой момент времени.

3. Полуаналитические системы, в которых в одних случаях платформа с акселерометрами удерживается в горизонтальном положении, в других платформа ориентируется по земным осям “Север – Запад – Зенит”.

Для всех трёх типов систем необходим вычислитель, чтобы рассчитывать координаты места движущегося объекта. Роль вычислителя в этих системах различна и особенно значительна в аналитических системах.

7.5.3 Погрешности ИНС

Методические погрешности обусловлены:

– упрощением алгоритма вычисления навигационных уравнений и упрощённым представлением формы Земли. В настоящее время вычислитель позволяет более точно реализовать вычисления и алгоритмы;

– при длительной работе происходит накопление ошибки из-за отсутствия прецессионных инерциальных элементов – акселерометров и гироскопов.

– Инструментальные погрешности ИНС обусловлены:

– погрешностями их инерциальных элементов;

– погрешностями следящих систем и интеграторов;

– погрешностями вычислителя (не связанными с упрощением алгоритма вычисления);

– погрешностями дрейфа гироскопа.

– Прочие погрешности:

– погрешности конструкции;

– погрешности элементов;

– погрешности алгоритма системы;

– погрешности, связанные с подготовкой системы (например, при выставке начальных координат);

– погрешности, связанные с манёврами.

СПИСОК РЕКОМЕНДУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.

1. Авиационные приборы, информационно-измерительные системы и комплексы: Учеб. для вузов / Под ред. В.Г. Воробьева. - М.: Транспорт, 1992. - 399с.

2. Воробьев В. Г., Зыль В. П. Кузнецов С. В. Комплексы цифрового пилотажно-навигационного оборудования. Часть 1,2. М., МГТУГА, 1998.

3. Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации. Под редакцией П. А. Иванова. М., Машиностроение, 1989.

4. Федоров С.М., Михайлов О.И., Сухих Н.Н. Бортовые информационно-управляющие системы: Учеб. для вузов / Под ред. С.М. Федорова. - М.: Транспорт, 1994. - 262с.

5. Браславский Д.А. Приборы и датчики летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1970. -392с.

6. Курзенков Г.А. Основы метрологии в авиаприборостроении: Учебное пособие. - М.: изд-во МАИ, 1990. - 312с.

7. Анненков Н.П. Приборы и навигационно-пилотажное оборудование самолетов ТУ - 154Б. -М.: Транспорт, 1980.-168с.

8. Боднер В.А. Приборы первичной информации. - М.:Машиностроение,1981.-344с

9. Козарук В.В. Навигационно-пилотажный комплекс самолета ТУ - 154 и его эксплуатация. - М.: Машиностроение, 1993.-320с.

10. Пельпор Д.Ф. Гироскопические системы. М.: Высшая школа, 1972. 526 с.

11. Регламенты технического обслуживания самолета ТУ - 154Б, ч. 3 (АиРЭО).-М.: Воздушный транспорт,1990.-92с.

Учебное издание

Прилепский Василий Андреевич

**АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ
И ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ**

Книга 1

Учебное пособие

Технический редактор Ю. В. Киселев
Редакторская обработка А. В. Ярославцева
Корректорская обработка Е. А. Ларионова
Доверстка В. С. Теплова

Подписано в печать 27.12.07. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 14,5.

Тираж 120 экз. Заказ . ИП-33/2007

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.