

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
УЛЬЯНОВСКОЕ ВЫСШЕЕ АВИАЦИОННОЕ УЧИЛИЩЕ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ (ИНСТИТУТ)**

**АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ
И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ**

Учебное пособие

В 2 частях

Часть 1

Ульяновск 2007

ББК О567 я7 + О571-521 я7

А20

Антонец Е.В. (гл. 1, 4), Смирнов В.И. (гл. 2), Федосеева Г.А. (гл. 3).

Авиационные приборы и пилотажно-навигационные комплексы: учеб. пособие. В 2 ч. / сост. Е.В. Антонец, В.И. Смирнов, Г.А. Федосеева. – Ч. 1. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2007. – 119 с.

Рассмотрены состав и структура бортового ПНК, условия его эксплуатации, реальные точностные характеристики, достигнутые к настоящему времени.

Приведены кинематические и электрические схемы измерителей параметров режима полёта воздушного судна и измерителей параметров, характеризующих режим работы авиадвигателей. Рассмотрены принципы действия и схемы измерителей высоты и скорости полёта, авиагоризонтов.

Предназначено для курсантов и студентов заочной формы обучения специализации 160503.65.01 – Лётная эксплуатация гражданских воздушных судов, 160505.65.01 – Управление воздушным движением, 160503.65.05 – Лётная эксплуатация силовых установок и функциональных систем воздушных судов

СОДЕРЖАНИЕ

1. Общие сведения о пилотажно-навигационном комплексе воздушного судна и условиях его эксплуатации	3
2. Элементы восприятия, измерения и преобразования пилотажно-навигационной информации	18
3. Приборные средства измерения высотно-скоростных параметров полета	58
4. Измерители углов крена и тангажа ВС, системы авиагоризонтов	93
Библиографический список	117

© Антонец Е.В., Смирнов В.И.,
Федосеева Г.А., составление, 2007
© Ульяновск, УВАУ ГА, 2007

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОМ КОМПЛЕКСЕ ВОЗДУШНОГО СУДНА И УСЛОВИЯХ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИИ

Основным назначением ВС, независимо от его конструктивной схемы и тактико-технических данных, является выполнение полёта по заданному маршруту.

Задачи реализации траектории полёта, контроля точности выполнения этого процесса и коррекции возникающих отклонений возлагаются на бортовую информационно-управляющую систему (БИУС), элементами которой являются экипаж ВС и пилотажно-навигационный комплекс.

В полёте БИУС занята непрерывным решением двух основных задач:

- управление и стабилизация положения центра масс ВС на заданной траектории в продольной и боковой плоскостях движения;
- управление и стабилизация определенного углового положения ВС относительно направлений меридиана, истинной геоцентрической вертикали места нахождения летательного аппарата, а также – вектора скорости \vec{v} набегающего потока воздуха.

Это – соответственно задачи навигации и пилотирования ВС.

Решение обеих задач невозможно без применения приборных средств: датчиков, систем, входящих в состав единого бортового комплекса навигационно-пилотажного оборудования.

Для устранения непрерывно возникающих в полёте, вследствие воздействий со стороны атмосферы, отклонений ВС от заданного режима необходимо выполнение следующей совокупности операций:

- восприятие датчиками первичной информации о состоянии ВС и его двигателей;
- измерение возникающих отклонений от заданных значений параметров режима полёта ВС и режима работы авиадвигателей;
- преобразование полученной информации, отображение её на индикаторах, размещённых на приборных досках членов экипажа;

- определение в соответствии с полученными отклонениями параметров режима полёта необходимых по направлению и величине перемещений органов управления;
- приложение усилий, потребных для перестановки в новое положение соответствующих исполнительных механизмов и агрегатов управления;
- обеспечение динамического качества процесса возвращения объекта к требуемому исходному режиму состояния;
- контроль критических параметров полёта ВС и работы авиадвигателей, сигнализация и предупреждение выхода объектов управления на критические режимы.

1.1. Состав типового пилотажно-навигационного комплекса (ПНК)

Состав и структура ПНК любого ВС определяются двумя требованиями, необходимыми для выполнения безопасного качественного полета:

- получение обязательной для создания образа полета и управления объектами информации о параметрах состояния воздушного судна, авиадвигателей и функциональных систем;
- обеспечение высокой точности и надежности информации за счет резервирования отдельных блоков или целых каналов измерения и преобразования сигналов.

Едиными нормами летной годности самолетов гражданской авиации и Федеральными авиационными правилами предусмотрен стандартный комплекс навигационного и пилотажного оборудования, обеспечивающий выполнение отмеченных требований [3, 4]. В состав бортового комплекса входит восемь групп средств приборного оборудования, позволяющих решать навигационные и пилотажные задачи (под средствами подразумеваются датчики, преобразователи, системы, локальные комплексы):

1. Аэрметрическая система приемников полного p_{Π} и статического p_c давлений, предназначенная для определения барометрической высоты полета H , воздушной скорости V , вертикальной скорости V_y , температуры наружного воздуха $T_{\text{НВ}}$ (рис. 1.1).

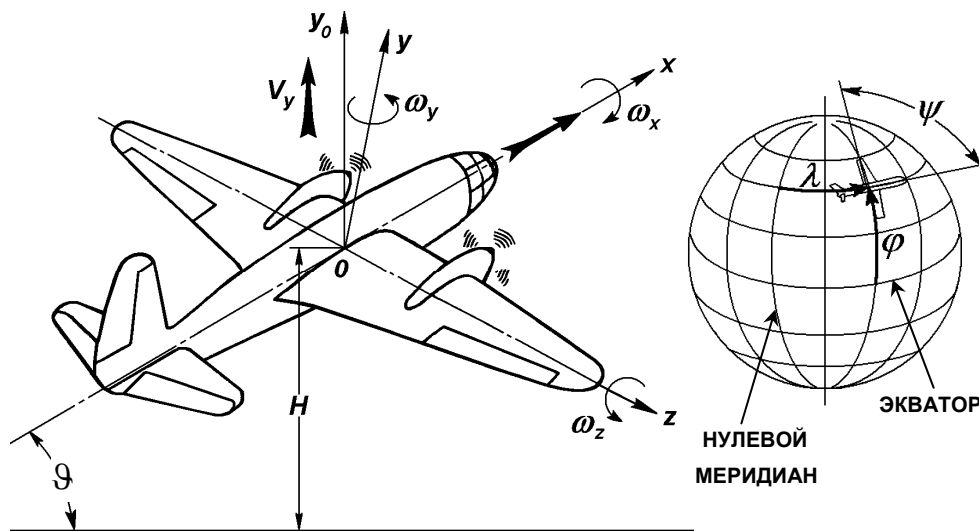


Рис. 1.1. Параметры, измеряемые пилотажно-навигационными приборами:

H – высота полета (различают истинную, относительную и абсолютную высоту); V – скорость полета (различают индикаторную, истинную воздушную и путевую скорости); V_y – вертикальная скорость; α – угол тангажа (между осью Ox самолета и плоскостью горизонта); γ – угол крена (угол между осью Oy и плоскостью XOY_g); ψ – курс – угол между проекцией оси Ox на горизонтальную плоскость и направлением меридиана (различают магнитный и истинный (географический) курс); ω_y – угловая скорость поворота самолета относительно оси Oy ; φ – географическая широта места; λ – географическая долгота места; O – центр тяжести самолета; Ox – продольная ось самолета; Oz – поперечная ось самолета; Oy – нормальная ось, перпендикулярная плоскости xOz ; OY_g – земная вертикаль

2. Система авиагоризонтов, воспринимающая угловые отклонения ВС относительно центра масс в продольной и боковой плоскостях движения, определяет углы крена γ и тангажа α .

3. Курсовые системы и приборы определяют значение углов истинного и магнитного курса ψ (см. рис. 1.1).

4. Навигационные системы, служащие для определения координат места положения центра масс ВС – широты φ , долготы λ .

5. Системы автоматического управления и стабилизации угловых координат γ , α , ψ , а также линейных параметров движения центра масс ВС: высота H , воздушная скорость V , число Маха M .

6. Средства предупреждения критических режимов полёта по таким параметрам, как угол атаки α , нормальная перегрузка $n_y = \frac{\alpha_y}{g}$, минимальная $V_{\min \text{ доп}}$ и максимальная $V_{\max \text{ доп}}$ допустимые скорости движения ВС.

7. Средства восприятия, измерения и контроля параметров работы авиадвигателей (рис. 1.2), а также обеспечивающих эту работу топливной и масляной систем.

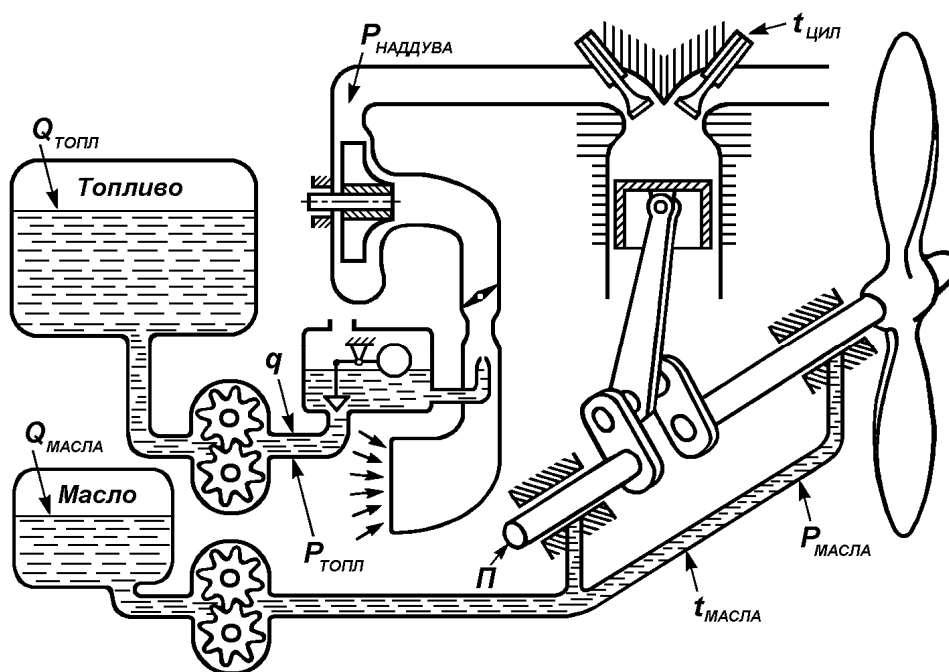


Рис. 1.2. Параметры, измеряемые приборами работы поршневого двигателя: $Q_{\text{топл}}$ – количество топлива в банках; $Q_{\text{масла}}$ – количество масла; q – расход топлива в единицу времени; $p_{\text{топл}}$ – давление топлива перед карбюратором; $p_{\text{масла}}$ – давление масла в системе смазки; $p_{\text{наддува}}$ – давление наддува; $t_{\text{масла}}$ – температура масла; $t_{\text{цил}}$ – температура цилиндров двигателя; n – число оборотов коленчатого вала двигателя в единицу времени

8. Бортовые устройства и системы регистрации параметров ВС, авиадвигателей и функциональных систем, предназначенные для проведения послеполётного контроля. Примерами таких систем являются БУР-СЛ-1, МСРП-12, САРПП-12.

1.2. Системы координат, используемые в процессе измерения параметров полёта

Положение ВС в пространстве принято определять, используя три системы координат: земную, связанную и скоростную. Целесообразность выбора конкретной системы координат определяется в каждом отдельном случае в зависимости от решаемых вопросов.

При рассмотрении движения ВС в качестве отсчетной обычно выбирают систему координат, связанную с земными ориентирами: вертикалью места, меридианом или осевой линией ВПП – так, как показано на рис 1.3,*а*. Начало земной системы координат совмещают, например, с точкой исполнительного старта на ВПП или с точкой местоположения ВС на земной поверхности при выполнении полёта. Ось OY_g направляют по истинной вертикали места. Плоскость $OX_g Z_g$ при этом будет совмещена с плоскостью горизонта, ось OX_g может быть направлена по осевой линии ВПП или на север.

Оси связанной системы координат $OXYZ$ (см. рис. 1.3,*б*) совпадают с осями эллипсоида инерции ВС. Начало координат помещается в центре масс самолёта, ось OX направлена по его продольной оси, ось OY – по нормальной оси и лежит в плоскости продольной симметрии ВС, ось OZ – боковая, лежит в боковой плоскости OXZ .

Скоростная система координат $OX_a Y_a Z_a$ (см. рис. 1.3,*в*), ось OX_a которой совмещена с вектором истинной воздушной скорости, необходима для получения аэродинамических характеристик обтекания ВС, в частности, углов атаки α и скольжения β . Ось OY_a лежит в плоскости продольной симметрии, а ось OZ_a перпендикулярна плоскости $OX_a Y_a$.

Движение самолёта в пространстве по отношению к выбранной земной системе координат можно представить состоящим из движения вокруг центра масс (вращательного) и движения центра масс (поступательного). Так как в каждом из этих движений самолёт обладает тремя степенями свободы, то в целом он имеет шесть степеней свободы.

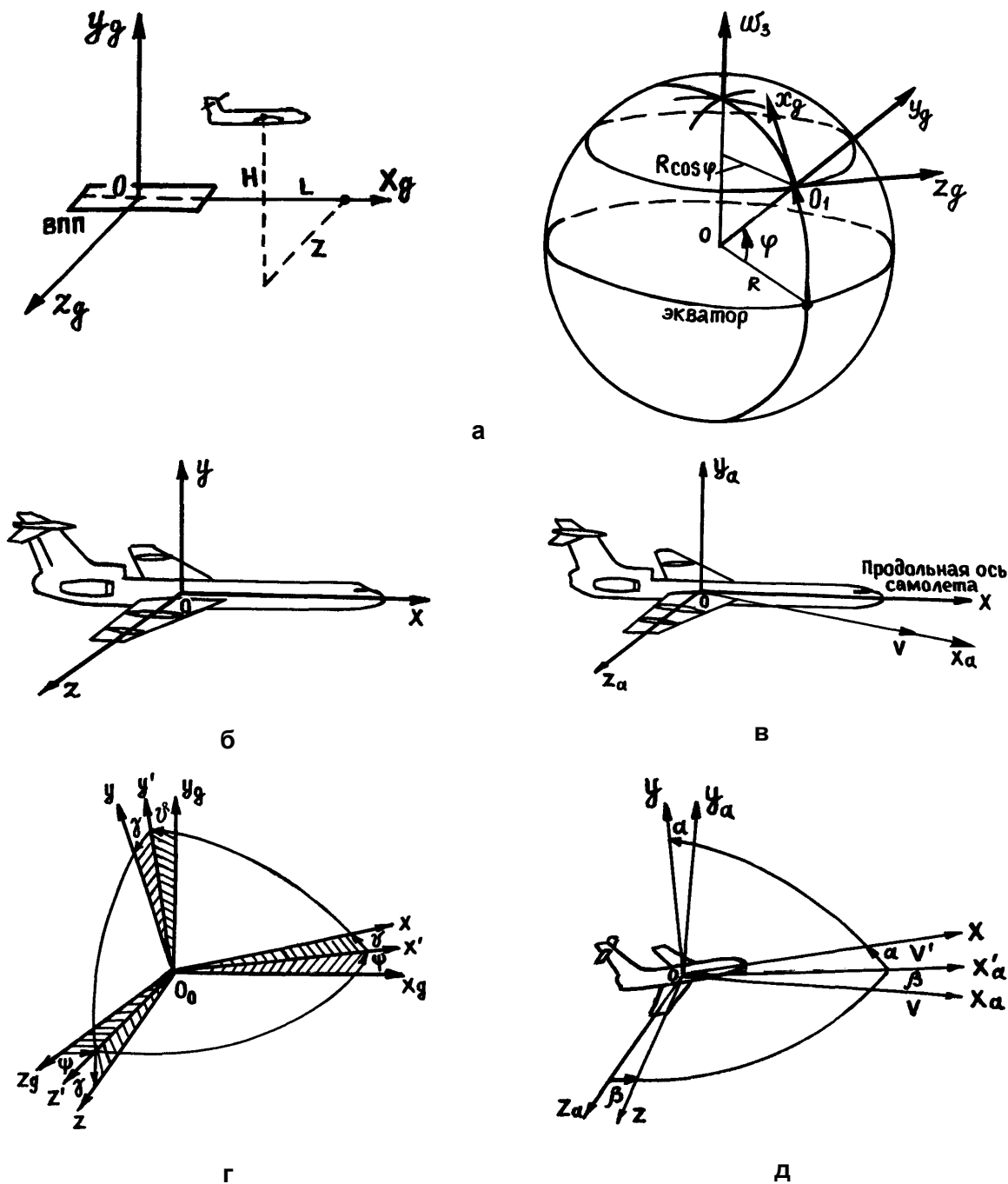


Рис. 1.3. Система координат и углы Эйлера:

а – земная система координат; б – связанная система координат; в – скоростная система координат; г – к образованию углов рысканья, тангажа и крена путем трех последовательных поворотов; д – к образованию углов скольжения и атаки

Для определения положения самолёта в пространстве необходимо знать шесть координат: три линейных и три угловых. Эти шесть координат как функции времени являются параметрами движения самолёта. Линейные параметры X_g, Y_g, Z_g характеризуют положение центра масс самолёта относительно выбранной земной системы координат (см. рис. 1.3,а).

В данном случае по оси OX_g определяется пройденное расстояние по заданной линии пути, по оси OY_g – высота полёта и по оси OZ_g – боковое уклонение. Их первые и вторые производные представляют соответственно линейные скорости и ускорения центра масс. Параметры ψ , ϑ , γ характеризуют угловое положение ВС относительно земной поверхности. Иначе говоря, угловые параметры характеризуют положение связанной с самолётом системы координат $OXYZ$ относительно земной системы $OX_gY_gZ_g$ (см. рис. 1.3,з).

Угол ψ называется углом рысканья. Это угол между осью OX_g и проекцией OX' продольной оси самолёта OX на горизонтальную плоскость. Угол ψ считается положительным, если продольная ось самолёта повернута влево от линии пути.

Угол ϑ называется углом тангажа. Это угол между продольной осью самолёта OX и плоскостью горизонта. Он считается положительным, если продольная ось самолёта повернута вверх от плоскости горизонта.

Угол γ называется углом крена. Он заключен между плоскостью симметрии самолета XOY и вертикальной плоскостью, проходящей через продольную ось самолёта. Угол крена считается положительным, если опущено правое крыло и приподнято левое.

Образование углов ψ , ϑ , γ можно продемонстрировать путём трех последовательных поворотов ВС и его связанной системы координат относительно центра масс. Пусть имеем земную систему координат $OX_gY_gZ_g$ (см. рис. 1.3,з). В исходном положении совместим связанную систему координат с земной. Повернем связанную систему координат вокруг оси OY_g на угол ψ . Связанная система координат принимает в этом случае положение OXY_gZ' . Второй поворот производим вокруг оси OZ' на угол ϑ . После этого поворота связанная система координат занимает положение $OXYZ'$. После третьего поворота вокруг оси OX на угол γ связанная система координат занимает положение $OXYZ$.

Представленная на рис. 1.3,з картина трёх последовательных поворотов даёт возможность вывести известные кинематические уравнения Эйлера:

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\psi} \sin \vartheta + \dot{\gamma}, \\ \omega_y &= \dot{\psi} \cos \vartheta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma, \\ \omega_z &= -\dot{\psi} \cos \vartheta \sin \gamma + \dot{\vartheta} \cos \gamma,\end{aligned}\tag{1.1}$$

где $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости ВС относительно соответствующих осей;

$\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\gamma}$ – первые производные, угловые скорости рысканья, крена и тангажа соответственно.

Из системы уравнений (1.1) легко определяются соотношения, позволяющие при выполнении полёта вычислять угловые координаты ВС по измеренным угловым скоростям $\dot{\psi}, \dot{\vartheta}, \dot{\gamma}$:

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= (\omega_y \cos \vartheta - \omega_z \sin \gamma) \sec \vartheta, \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma), \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma.\end{aligned}\tag{1.2}$$

Положение связанной системы относительно скоростной системы координат определяется двумя аэродинамическими параметрами – углом атаки α и углом скольжения β (см. рис. 1.3,д). Углом атаки называется угол между проекцией V' вектора истинной воздушной скорости на плоскость симметрии самолёта XOY и продольной осью самолёта OX . Углом скольжения β называется угол между вектором истинной воздушной скорости и продольной плоскостью симметрии ВС. В частном случае, когда $\beta = 0$, угол атаки есть угол между вектором истинной воздушной скорости и продольной осью ВС.

Показанные на рис. 1.3,д два последовательные поворота на углы β и α позволяют совместить скоростную систему координат со связанной, а также определяют составляющие вектора скорости ВС по осям OX, OY, OZ :

$$v_x = v \cos \beta \cdot \cos \alpha; \quad v_y = -v \cos \beta \sin \alpha; \quad v_z = v \sin \beta.\tag{1.3}$$

1.3. Характеристики условий эксплуатации ПНК

Приборное пилотажное и навигационное оборудование в процессе лётной эксплуатации ВС подвергается внешним воздействиям, связанным с:

- изменениями температуры и давления окружающей среды;
- вибрацией, линейными и угловыми ускорениями;

- механическими ударами;
- запыленностью и влажностью атмосферы и т.д.

Технические требования к оборудованию по внешним воздействиям определяются типом и назначением самолёта, условиями его эксплуатации, типом и местом размещения силовых установок на самолёте [2]. Условия эксплуатации приборного оборудования, его испытаний регламентируются Нормами лётной годности самолётов гражданской авиации и Авиационными правилами [3, 4].

На рис. 1.4 приведена схема, позволяющая классифицировать различные внешние факторы. Из них выделяются две группы: объективные, определяемые средой, и субъективные, определяемые уровнем обслуживания оборудования.

Среди факторов воздействия, прежде всего, следует выделить климатические, механические и субъективные. Влияние последних часто связывают с так называемым «человеческим фактором».

Как и прочее бортовое оборудование, приборы и системы ПНК должны сохранять работоспособность в условиях повышенной и пониженной температур, циклического и быстрого изменения температуры окружающей среды [5]. Обычно диапазон изменения температуры составляет от -60 до $+80^{\circ}\text{C}$, что приводит к изменению геометрических размеров деталей и физических параметров материалов. С ростом температуры увеличивается износ трущихся поверхностей, понижается механическая и электрическая прочность.

Понижение давления (до $p \cong 350$ мм рт. ст. на высоте 6000 м, до $p \cong 200$ мм рт. ст. на высоте 10 000 м) ухудшает отвод тепла от электрических и электромеханических узлов приборов, усиливает испарение смазки подшипников, уменьшает электрическое напряжение пробоя изоляции.

С подъёмом на высоту происходит конденсация влаги, выпадение её в виде росы, инея, снега, что отрицательно влияет на работу приборного оборудования. При этом ускоряется коррозия металлов, снижается сопротивление электрической изоляции, возможно заклинивание движущихся элементов с замерзанием конденсата.

Механические воздействия – ускорения, вибрации, удары – могут вызываться перегрузками от эволюций самолёта, турбулентности атмосферы, ударами при взлете и посадке, вибрациями от действия аэродинамических сил и работы двигателя.

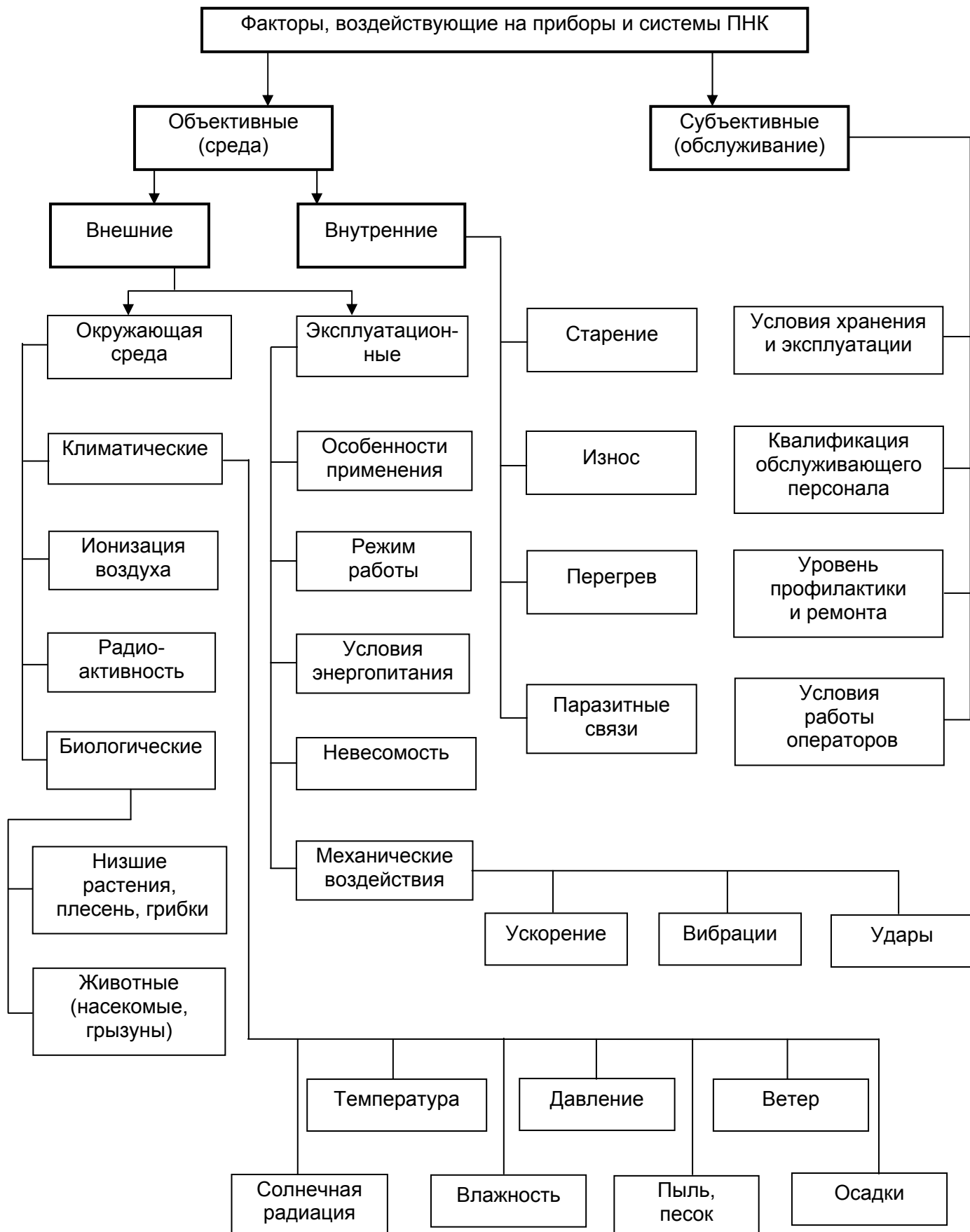


Рис. 1.4. Эксплуатационные факторы, воздействующие на приборы и системы ПНК

Величина перегрузки оценивается в относительных единицах:

$$n = \frac{a}{g}, \quad (1.4)$$

где a – значение ускорения;

g – ускорение свободного падения.

Нормируемые значения перегрузки при оценке устойчивости и прочности блоков оборудования устанавливаются в пределах $n \leq 5$, а при оценке прочности узлов крепления – $n \leq 10$.

Вибрационные воздействия для каждого типа ВС имеют свои диапазоны частот, уровни виброускорений и спектральные плотности, охватывающие множество эксплуатационных вибрационных состояний в местах установки приборов и блоков систем, входящих в состав ПНК. Верхняя частота диапазона вибраций для оборудования на самолётах с ТРД достигает 2000 Гц, для оборудования на самолётах с ТВД – 500 Гц.

Для характеристики интенсивности вибраций используется аналогичное (1.4) понятие вибрационной перегрузки n_v , причем для гармонического закона вибрации:

$$n = \frac{4\pi^2 \cdot f^2 \cdot A_g}{g}, \quad (1.5)$$

где f – частота вибрации;

A_g – амплитуда вибрации.

Величина n_v может достигать 1,5 при установке блоков оборудования на амортизированные основания, 4,0 – при установке на фюзеляже и 10,0 – при креплении на раме двигателя.

В учебной литературе приведены зоны вибрационных нагрузок, возникающие на ВС, и их основные характеристики [13].

Кратковременные, но достаточно большие по величине ускорения, связанные с вибрацией и ударами, могут привести к ускоренному износу опор, осей, подшипников, к нарушению работы подвижных элементов приборов, к обрывам проводов и нарушению целостности мест пайки, а в целом к потере

способности измерителя сохранять свои функциональные параметры при выполнении полёта.

Поэтому в целях обеспечения безопасности полётов необходимо выполнять все правила проверок измерительной аппаратуры, контролировать точность и надёжность показаний.

1.4. Тенденции развития ПНК

В настоящее время повышение точности и надёжности работы бортового ПНК в целом, отдельных его систем и приборов достигается использованием новых конструктивных, технологических, структурных и алгоритмических методов. Во многом это стало возможным за счёт широкого внедрения в практику современных лазерных, пьезокерамических и пьезоэлектрических измерителей, радиоэлектронных изделий и цифровой вычислительной техники в разрабатываемые и уже эксплуатируемые ПНК.

Построение новых ПНК базируется на использовании следующих основных принципов:

1. Применение зарезервированных датчиков с цифровым или частотным выходным сигналом, воспринимающих изменение физических параметров полёта (ускорение, скорость, высота, аэродинамические углы, угловые скорости, углы ориентации в пространстве и т.д.), в основе которых лежит использование свойств полупроводников, пьезокерамических, кварцевых, оптоэлектронных и других чувствительных элементов.

2. Использование микропроцессорных вычислительных устройств в качестве спецвычислителей, производящих обработку избыточных сигналов, поступающих от первичных измерителей информации.

3. Применение линейных либо нелинейных оптимальных алгоритмов обработки, составление программ, решающих задачи оптимальной фильтрации и повышения надёжности отображения полётной информации.

В настоящее время разработаны и эксплуатируются на отечественных ВС прецизионные комплексы пилотажно-навигационного оборудования следую-

щих типов: «Ольха» на ВС Як-42, «Пижда» на аэробусе Ил-86, «Купол» на ВС Ил-76 ТД, «Жасмин» на ВС Ту-154 М.

На самолетах нынешнего поколения Ту-204, Ил-96, Ту-334 эксплуатируются комплексы стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦНО).

В табл. 1 приведены пилотажно-навигационные параметры, измеряемые с целью получения информации о состоянии ВС, показаны диапазоны измерений и достигнутые точности.

Таблица 1

Сведения о пилотажно-навигационных параметрах полета ВС

Наименование параметра и размерность	Обозначения	Диапазон измерения	Точность воспроизведения	Полоса существенных частот, Гц	Информационная производительность, бит/с	Применяемые измерительные системы
Угловые координаты, град:						
- угол крена	γ	± 60	$\pm 0,25$	0,4	0,242	Гировертикали, авиагоризонты
- угол рысканья и курса	ψ	360	$\pm 0,25$	0,2	0,121	Курсовые системы, магнитные компасы
- угол тангажа	ϑ	± 80	$\pm 0,25$	0,3	0,182	Гировертикали, авиагоризонты, курсовертикали, БИНС
Угловые скорости, град/с:						
- скорость крена	ω_x	12	$\pm 0,05$	2	1,21	Скоростные гироскопы, дифференцирующие устройства
- скорость рысканья	ω_y	± 12	$\pm 0,05$	1,2	0,726	
- скорость тангажа	ω_z	± 12	$\pm 0,05$	1,5	0,91	

Продолжение табл. 1

Наименование параметра и размерность	Обозначения	Диапазон измерения	Точность воспроизведения	Полоса существенных частот, Гц	Информационная производительность, бит/с	Применяемые измерительные системы
Угловые ускорения, град/с²:						
- ускорение крена	ω_x	-	$\pm 0,01$	10	6,06	Дифференцирующие устройства
- ускорение рысканья	ω_y	-	$\pm 0,01$	10	6,06	
- ускорение тангажа	ω_z	-	$\pm 0,01$	10	6,06	
Курс, град	ψ	360	$\pm 0,25$	0,2	0,121	Курсовые системы
Координаты центра масс, м:						
- высота полета	H	15000	± 10	0,01	0,006	Высотомеры, системы воздушных сигналов
- боковое отклонение	Z_b	-	± 200	0,01	0,006	Навигационные системы: - платформенные - бесплатформенные
- пройденное расстояние	L	-	± 200	0,01	0,006	
Линейные скорости, км/ч:						
- истинная воздушная	V	1100	$\pm 1 \%$	0,05	0,048	Указатели скорости, системы воздушных сигналов
- приборная	$V_{пр}$	700	$\pm 1 \%$	0,05	0,048	Доплеровский измеритель скорости и угла сноса, вариометры, навигационные системы
- путевая	W	700	$\pm 0,2 \%$	0,05	0,048	
- вертикальная	\dot{H}	0,3	$\pm 1 \%$	0,06	0,057	
- боковая	V_z	100	$\pm 1 \%$	0,05	0,048	
Углы относительно вектора скорости, град:						
- угол атаки	α	± 25	$\pm 0,25$	0,3	0,287	Измерители углов атаки скольжения, Доплеровский измеритель скорости и угла сноса
- угол скольжения	β	± 5	$\pm 0,25$	0,2	0,19	
- угол сноса	β_c	± 30	$\pm 0,25$	0,05	0,048	

Окончание табл. 1

Наименование параметра и размерность	Обозначения	Диапазон измерения	Точность воспроизведения	Полоса существенных частот, Гц	Информационная производительность, бит/с	Применяемые измерительные системы
Линейные ускорения по направлению осей самолета: - продольное - нормальное - боковое	J_x J_y J_z	$\pm 3g$ $\pm 5g$ $\pm 3g$	$\pm 0,05 \%$ $\pm 0,05 \%$ $\pm 0,05 \%$	0,2 0,2 0,2	0,19 0,19 0,19	Акселерометры
Линейные ускорения (в направлении неподвижных осей): - по оси x - по оси y - по оси z	a_x a_y a_z	$\pm 4g$ $\pm 4g$ $\pm 4g$	$\pm 0,01 \%$ $\pm 0,01 \%$ $\pm 0,01 \%$	0,2 0,2 0,2	0,19 0,19 0,19	Акселерометры
Положение по отношению к цели: - азимут, град - угол места, град - дальность - превышение	A φ D h	360 ± 90 - -	$\pm 0,25$ $\pm 0,25$ $\pm 0,05 \%$ $\pm 1 \%$	0,2 0,2 0,01 0,01	0,24 0,24 0,006 0,006	Радиолокационные, оптические и инфракрасные устройства

Контрольные вопросы

1. Какие задачи решает бортовая информационно-управляющая система?
2. Перечислите основные пункты алгоритма устранения отклонений ВС от заданного режима полета?
3. Каков состав стандартного комплекса навигационного и пилотажного оборудования самолета?

4. Покажите на рисунках направления осей земной, связанной и скоростной систем координат.
5. Представьте на рисунках три последовательных поворота на углы Эйлера, совмещающие связанную и земную системы координат, и определите из них кинематические уравнения для угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$.
6. Представьте картину совмещения скоростной и связанной систем координат, определите составляющие вектора скорости ВС
7. Дайте краткую характеристику условий эксплуатации ПНК.
8. Приведите выражения, характеризующие перегрузки, возникающие при маневрировании ВС в полете, а также вибрационные перегрузки.
9. Каковы современные тенденции развития и совершенствования бортовых ПНК?

2. ЭЛЕМЕНТЫ ВОСПРИЯТИЯ, ИЗМЕРЕНИЯ И ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

2.1. Измерители давления на основе упругих чувствительных элементов

2.1.1. Общие сведения о манометрах

Приборы, предназначенные для измерения давления или разности давлений, называются манометрами. Манометры в авиации находят широкое применение для измерения давления воздуха, газов, топлива, масла в силовых установках и так далее. Кроме того, они составляют основу аэрометрических приборов, в которых на основе измерения статического давления и полного давления набегающего воздушного потока определяются высотные-скоростные параметры полета (скорость, высота, число Маха).

По роду измеряемого давления различают манометры абсолютного давления, манометры избыточного давления, дифференциальные манометры, вакуумметры,

мановакуумметры. В отдельную группу выделяют барометры, предназначенные для измерения атмосферного давления.

В зависимости от метода измерений, положенного в основу принципа действия, манометры делятся на механические, электромеханические и электрические. В свою очередь, в каждой из этих групп манометры дополнительно классифицируются в соответствии с используемым чувствительным элементом (ЧЭ).

К механическим манометрам относятся жидкостные, грузопоршневые и деформационные манометры. В жидкостных манометрах измеряемое давление уравнивается весом столба жидкости, а в грузопоршневых – давлением, создаваемым калиброванными грузами, помещенными на поршень. Жидкостные и поршневые манометры широко применяются в лабораториях, но к использованию на воздушных судах они не пригодны из-за влияния на их показания наклонов и ускорений.

В деформационных манометрах измеряемое давление определяется по величине деформации упругого ЧЭ, которая с помощью передаточно-множительного механизма преобразуется в перемещение стрелки указателя. В зависимости от типа ЧЭ деформационные манометры подразделяются на трубчато-пружинные, мембранные и сильфонные. Данный тип манометров нашел широкое применение на воздушных судах.

К электромеханическим манометрам относятся манометры, в которых деформация упругого ЧЭ преобразуется в изменение электрической величины (обычно R , L или C). Такие манометры являются дистанционными. Они нашли широкое применение на воздушных судах вследствие удобства передачи к потребителям электрических сигналов, пропорциональных измеряемому давлению.

В электрических манометрах, как и в электромеханических, происходит преобразование измеряемого давления в электрический сигнал. Отличие заключается в том, что здесь непосредственно используется зависимость физических свойств ЧЭ от приложенного давления, то есть преобразование происходит без применения передаточно-множительного механизма. К ним относятся манометры сопротивления (тензорезисторы), в которых давление определяется значением измеряемого сопротивления; ионизационные манометры, в которых

давление определяется по значению ионного тока в контролируемой среде; тепловые манометры, в которых используется зависимость теплопроводности газа от его давления.

Особую разновидность манометров составляют манометры с электрическим частотным преобразователем, выдающим сигнал как функцию частоты колебаний резонатора, на который воздействует давление среды. К манометрам относятся также сигнализаторы давления, предназначенные для сигнализации достижения заданной величины давления или отношения двух давлений.

2.1.2. Механические манометры

Деформационные механические манометры предназначены для измерения давления жидкостей и газов. Их принцип действия основан на зависимости величины деформации упругого ЧЭ от измеряемого давления жидкой или газообразной среды. В качестве упругих ЧЭ в механических манометрах применяются мембраны и мембранные коробки, сильфоны и трубчатые пружины.

Мембраны представляют собой тонкую пластину, закрепленную по наружному контуру и способную существенно прогибаться под воздействием измеряемого давления (или разности давлений). Форма профиля мембраны, ее толщина и модуль упругости определяют зависимость величины прогиба мембраны от измеряемого давления.

Если две одинаковые мембраны жестко соединить друг с другом по внешнему контуру с помощью сварки или пайки, то получится мембранная (манометрическая) коробка. При подаче во внутреннюю полость коробки давления по ее деформации можно определить величину давления относительно давления снаружи коробки. Если из коробки откачать воздух и запаять входное отверстие, то получится anerоидная коробка, предназначенная для измерения абсолютного давления среды, в которую она помещена.

Сильфоны представляют собой тонкостенную гофрированную трубку. Если один конец сильфона запаять, а через другой подавать во внутреннюю полость

давление, то по деформации сильфона можно определить величину измеряемого давления.

Трубчатая пружина представляет собой тонкостенную изогнутую трубку, запаянную с одного конца. Через другой конец во внутреннюю полость подается давление, в результате чего трубчатая пружина начинает распрямляться. Свободный (запаянный) конец в результате этого перемещается, величина перемещения зависит от измеряемого давления.

На рис. 2.1 приведены упрощенные схемы механических деформационных манометров с различными чувствительными элементами. Если давление p_2 отличается от давления p_1 , то возникает деформация упругого чувствительного элемента 1 . С помощью передаточно-множительного механизма 2 небольшие по величине деформации ЧЭ усиливаются и передаются стрелке указателя 3 , которая перемещается относительно предварительно отградуированной шкалы.

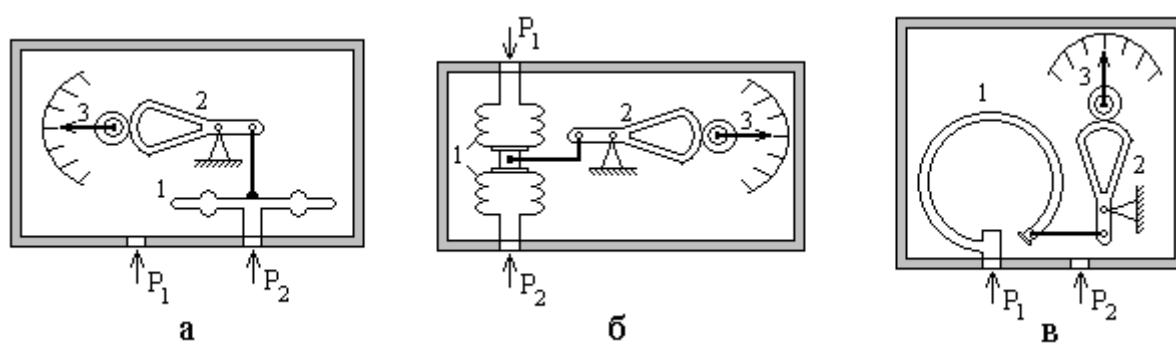


Рис. 2.1. Принципиальные схемы механических деформационных манометров с различными ЧЭ:

а – с мембранной коробкой; б – с сильфоном; в – с трубчатой пружиной

На воздушных судах применяются механические манометры типа МВ, МГ, МК (вторая буква означает воздушные, гидравлические, кислородные), М2А (двухстрелочные) и НТМ (недистанционные теплостойкие). В манометрах НТМ в качестве ЧЭ используется мембрана, в остальных – трубчатая пружина. Различные типы механических манометров обладают разными диапазонами измерения давления. В целом они покрывают диапазон от 0 до 60 МПа.

Как и любые измерительные приборы, деформационные манометры имеют методическую и инструментальную погрешности. Методическая погрешность в манометрах избыточного давления возникает в том случае, если абсолютное

давление окружающей среды меняется. В процессе измерения давления важно, чтобы к манометру подводилось давление, окружающее контролируемый агрегат.

Что касается инструментальных погрешностей деформационных механических манометров, то они включают в себя несколько составляющих:

1) шкаловая погрешность, причиной появления которой является неполное соответствие шкалы прибора его градуировке. Для стандартной шкалы причиной шкаловой погрешности является неточная регулировка механизма манометра под шкалу;

2) погрешность, вызванная трением в подвижных частях передаточно-множительного механизма. При вибрации воздушного судна в полете данная погрешность уменьшается;

3) погрешности, вызванные люфтами и неточной балансировкой подвижных частей;

4) в случае длительного использования манометра может возникать погрешность, вызванная гистерезисом чувствительного элемента;

***Примечание.** Все эти составляющие инструментальной погрешности конструктивными мерами можно свести до допустимых значений.*

5) важной составляющей является температурная погрешность, причиной появления которой является изменение упругих свойств ЧЭ с температурой. С помощью специальных термокомпенсаторов эта составляющая погрешности может быть также снижена до допустимых значений.

2.1.3. Электромеханические манометры

Использование трубопроводов, соединяющих механические деформационные манометры с расположенным на расстоянии объектом контроля, снижает эксплуатационную надежность вследствие возможного нарушения герметичности трубопровода, а также приводит к запаздыванию показаний при измерениях. Этому недостатка лишены электромеханические манометры, в которых сигналы с преобразователей давления (датчиков), установленных непосредственно на контролируемых объектах, с помощью дистанционной передачи поступают на указатели, установленные обычно на приборной доске.

Отличие электромеханического преобразователя давления от механического деформационного манометра заключается в том, что деформация ЧЭ преобразуется не в перемещение стрелки указателя, а в изменение электрической величины (R , L или C). В используемых на воздушных судах электромеханических манометрах обычно используются датчики потенциометрического и индуктивного типов. Наибольшее распространение получили манометры типа ЭДМУ, ЭМ, ЭДММ, ДИМ, ИКГ, МИ. В манометрах ЭДМУ, ЭМ и ЭДММ применяются потенциометрические преобразователи, в остальных – индуктивные. В качестве указателей обычно используют логометры. Рассмотрим наиболее распространенные типы электромеханических манометров.

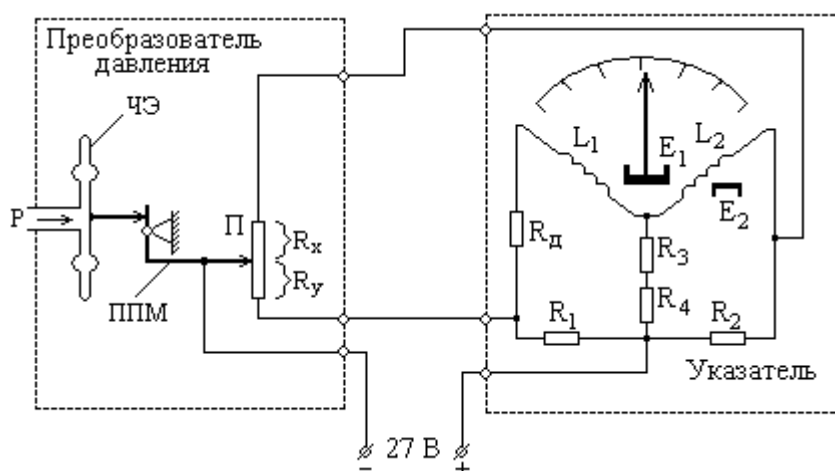


Рис. 2.2. Принципиальная схема электромеханического дистанционного манометра ЭДМУ

На рис. 2.2 приведена принципиальная схема манометра типа ЭДМУ (унифицированного электромеханического дистанционного манометра). Измеряемое давление p поступает внутрь упругого ЧЭ, деформация которого посредством передаточно-множительного механизма передается щетке потенциометра П. Сопротивления R_x и R_y образуют два переменных плеча моста Андерсона. Два других плеча составляют резисторы R_1 и R_2 . Катушки логометра L_1 и L_2 вместе с резистором R_d образуют диагональ моста (резистор R_d необходим для выравнивания сопротивлений катушек). В полудиagonal моста включены резисторы R_3 и R_4 , предназначенные для компенсации температурной погрешности, возникающей из-за изменения сопротивления катушек логометра с температурой. Резистор R_3 изготовлен из меди, а резистор R_4 из константана, что

обеспечивает нужный температурный коэффициент сопротивления термокомпенсирующих резисторов.

Токи, протекающие по виткам катушек логометра, создают магнитные поля, которые воздействуют на постоянный магнит E_1 , связанный со стрелкой указателя. При отсутствии деформации ЧЭ (давления внутри мембранной коробки и снаружи одинаковы) мост сбалансирован и через катушки протекают одинаковые токи, в результате чего стрелка указателя устанавливается в нулевое положение. При возникновении деформации ЧЭ и перемещении щетки потенциометра мост разбалансирован и через катушки логометра L_1 и L_2 будут протекать разные токи, в результате чего стрелка указателя отклонится от нулевого положения на угол, пропорциональный измеряемому давлению. Магнит E_2 служит для возврата стрелки указателя в нулевое положение при отключении питания. Погрешность измерения такого манометра составляет примерно $\pm 4\%$.

В электрических дистанционных индуктивных манометрах ДИМ используют индуктивные преобразователи давления.

Их преимуществом является отсутствие передаточно-множительного механизма и трущихся частей, что значительно повышает надежность и устойчивость манометров к вибрациям. Диапазон измеряемых давлений – 0,03...30 МПа, а погрешность при нормальных условиях не превышает $\pm 4\%$.

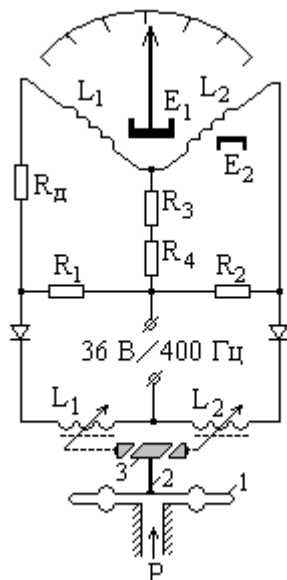


Рис. 2.3. Принципиальная схема манометра типа ДИМ

Их преимуществом является отсутствие передаточно-множительного механизма и трущихся частей, что значительно повышает надежность и устойчивость манометров к вибрациям. Диапазон измеряемых давлений – 0,03...30 МПа, а погрешность при нормальных условиях не превышает $\pm 4\%$.

Принципиальная схема манометра типа ДИМ приведена на рис. 2.3. В качестве указателя используется магнитоэлектрический двухкатушечный логометр с подвижным магнитом, аналогичный тому, что используется в манометрах типа ЭДМУ. Два плеча мостовой схемы образуют катушки L_1 и L_2 , двумя другими плечами являются резисторы R_1 и R_2 . Резисторы R_3 и R_4 служат для температурной компенсации погрешности, возникающей из-за изменения сопротивления катушек с температурой. Так как схема питается пе-

ременным током, а логометр работает на постоянном токе, для выпрямления тока в схему введены два выпрямительных диода.

Деформация упругого чувствительного элемента 1 через шток 2 передается якорю 3, который изменяет величину воздушных зазоров магнитных цепей катушек L_1 и L_2 , что соответственно изменяет индуктивности катушек (у одной увеличивается, а у другой уменьшается, или наоборот). Это приводит к разбалансу моста и повороту стрелки указателя на угол, пропорциональный измеряемому давлению.

Манометры типа МИ имеют такой же преобразователь давления, что и манометры типа ДИМ, но в них использован другой тип указателя, а именно, ферродинамический логометр. Погрешность измерения у них несколько ниже, чем у манометров типа ДИМ (около $\pm 3\%$). Модификацией индуктивных дистанционных манометров являются индикаторы комбинированные гидрогазовой системы ИКГ. Электрические схемы аналогичны схемам манометров типа ДИМ, а преобразователи давления имеют незначительные конструктивные отличия. Существенно отличается шкала указателя, которая выполнена вертикально. Погрешность измерений примерно в два раза ниже, чем у манометров типа ДИМ.

Погрешности электромеханических манометров включают в себя погрешности механических манометров, рассмотренные выше, к которым добавляются погрешности электрических элементов прибора. Так к инструментальным погрешностям механических элементов добавляется погрешность от наличия силы трения в потенциометрическом преобразователе. Температура влияет не только на упругие свойства ЧЭ, но и на параметры элементов схемы, например, сопротивления резисторов. Для снижения этой погрешности используют дифференциальные электрические преобразователи давления, а также включаемые в электрическую схему специальные резисторы – термокомпенсаторы.

Дополнительная методическая погрешность появляется при изменении напряжения питания электромеханического манометра. В этом случае из-за наличия поля неподвижного магнита E_2 (см. рис. 2.2) меняется направление результирующего вектора магнитного поля, по которому устанавливается подвижный магнит со стрелкой. Поэтому необходимо стабилизировать напряжение питания

манометра, а неподвижный магнит должен создавать слабое поле, достаточное лишь для возвращения стрелки в нулевое положение.

2.1.4. Частотные преобразователи давления

В частотных преобразователях давления изменение измеряемого давления (или разности давлений) вызывает изменение частоты колебаний ЧЭ, в качестве которых используются натянутая струна, тонкостенный цилиндрический резонатор и тому подобные элементы. Изменение частоты колебаний ЧЭ приводит к изменению частоты выходного сигнала преобразователя. Частотные преобразователи обладают преимуществом перед рассмотренными выше электромеханическими преобразователями давления, потому что частота сигнала практически не изменяется при его усилении и передаче по линиям связи от преобразователя к потребителям или соответствующим указателям. Данный способ преобразования положен в основу работы генераторных датчиков давления типа ДДГ, которые, в частности, используются в цифровых системах воздушных сигналов, предназначенных для измерения высотно-скоростных параметров полета и выдачи результатов измерения потребителям.

Принцип действия струнного преобразователя поясняется схемой, представленной на рис. 2.4,*a*. В нем имеется струна 1, которая крепится одним концом к жесткому центру 2 мембраны 3, а другим концом – к неподвижному зажиму 5. С помощью специального электромагнитного возбуждателя 4, представляющего собой электромагнит, возбуждаются механические колебания струны, частота f которых зависит от силы натяжения струны F :

$$f = \frac{n_r}{2l} \sqrt{\frac{F}{m}} = \frac{n_r}{2l} \sqrt{\frac{\sigma}{\rho}},$$

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

Измеряемое давление вызывает прогиб мембраны, изменение силы натяжения струны и, соответственно, частоты ее колебаний. Специальный датчик (на

рисунке не показан) преобразует механические колебания в электрический сигнал, который через фазосдвигатель поступает на возбудитель колебаний. Тем самым реализуется автоколебательный режим, при котором частота автоколебаний совпадает с частотой собственных колебаний. Возможно также использование режима затухающих колебаний, которые возбуждаются однократным электрическим импульсом, поступающим на вход возбудителя.

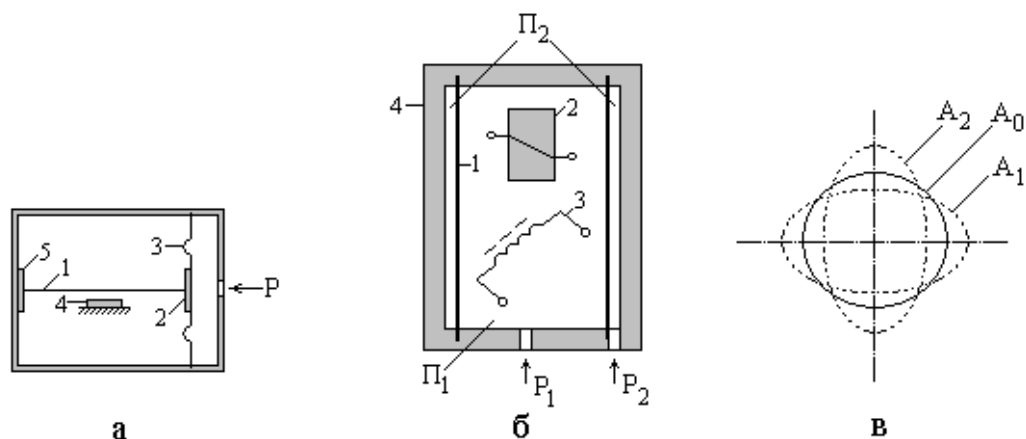


Рис. 2.4. Частотные преобразователи давления:

а – с ЧЭ в виде струны; б – с ЧЭ в виде тонкостенного цилиндра; в – схема деформаций сечения тонкостенного цилиндра

Принцип действия частотного преобразователя с тонкостенным цилиндрическим резонатором поясняется схемой, представленной на рис. 2.4,б и в. В нем чувствительным элементом является упругая цилиндрическая трубка 1, разделяющая внутренний объем корпуса 4 на две герметичные полости Π_1 и Π_2 . В полость Π_1 подается давление p_1 , а в полость Π_2 – давление p_2 . При этом на трубку 1 действует разность давлений $p_{и} = p_1 - p_2$. Для возбуждения колебаний трубки используется электромагнит 3, силы притяжения которого деформируют трубку в поперечном направлении (см. рис. 2.4,в). При подаче в обмотку электромагнита электрического тока круглое поперечное сечение A_0 преобразуется в сечение A_1 овальной формы, а после отключения тока – в сечение A_2 и обратно. При этом возникают поперечные колебания цилиндра, частота которых зависит от действующего на трубку избыточного давления $p_{и}$:

$$f = f_0 \sqrt{1 - \frac{p_{и}}{p_0}},$$

где f_0 – частота колебаний при $p_{и} = 0$.

Частота колебаний трубки измеряется с помощью индуктивного преобразователя 2, сердечник которого повернут на 90° по отношению к сердечнику электромагнита 3.

В настоящее время в авиации начинают активно использоваться микромеханические вибрационно-частотные датчики давления, изготовленные на кристалле кремния, в которых прогиб кремниевой мембраны вызывает изменение частоты колебаний резонатора. Достоинством таких датчиков давления является отсутствие гистерезиса ЧЭ и низкий коэффициент внутреннего трения, что позволяет получить высокую добротность колебательной системы. Датчики такого типа обладают отличными метрологическими характеристиками и массогабаритными параметрами.

2.2. Измерители температуры

2.2.1. Общие сведения о термометрах и особенности измерения температуры газового потока

Приборы, предназначенные для измерения температуры, называются термометрами. Они применяются на воздушных судах для получения информации о тепловых режимах работы двигателя, о работе системы терморегулирования и вентиляции, а также для определения температуры наружного воздуха и воздуха в различных отсеках воздушного судна. Диапазоны измерения температуры во всех этих случаях отличаются большим разнообразием. Например, при измерении температуры газов в газотурбинных двигателях – до 1500°C , температуры масла – от -50 до 150°C , температуры наружного воздуха – $\pm 60^\circ\text{C}$. Решить все эти задачи, используя один тип термометров невозможно.

По методу измерения температуры и принципу действия ЧЭ выделяют электрические термометры сопротивления, термоэлектрические термометры, тер-

мометры расширения (жидкостные, дилатометрические, биметаллические), пирометры. В термометрах сопротивления используется свойство металлов и полупроводников изменять свое сопротивление в зависимости от их температуры. Термоэлектрические термометры основаны на явлении возникновения термоЭДС при нагреве участка контакта двух разнородных проводников и зависимости величины термоЭДС от температуры контакта. В термометрах расширения используется зависимость от температуры удельного объема жидкости (жидкостные термометры) или твердого тела (дилатометрические термометры), а также изменение формы биметаллической пластины при изменении ее температуры. В пирометрах используется зависимость параметров теплового излучения нагретого тела от его температуры. Наиболее широкое применение в авиации нашли первые два типа термометров, два последних типа практически не применяются.

Процесс измерения температуры в общем случае предусматривает соприкосновение ЧЭ термометра с измеряемой средой. В результате возникающего теплообмена между средой и ЧЭ температура последнего приближается к температуре среды. При установившемся режиме температура ЧЭ, как правило, отличается от температуры среды, то есть измерение температуры всегда сопровождается систематической методической погрешностью, которая зависит от состояния среды и поверхности ЧЭ, от его конструкции и размеров, теплопроводности и теплоотдачи.

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. В результате температура последнего будет выше статической температуры газа. На рис. 2.5 представлена зависимость избыточной температуры ΔT от скорости набегающего потока газа. Из графика видно, что заметное отличие статической температуры от температуры, изме-

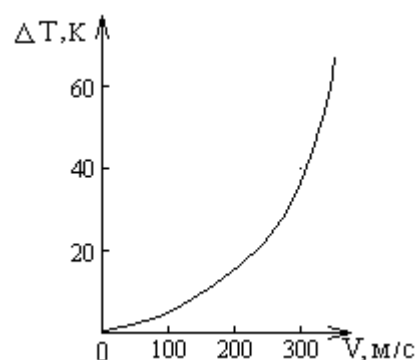


Рис. 2.5. График зависимости избыточной температуры ΔT от скорости потока газа

ряемой термометром, помещенным в газовый поток, проявляется лишь при скоростях, превышающих 100 м/с.

Для уменьшения влияния скорости потока на результат измерения температуры стремятся или стабилизировать скорость газа, или существенно понизить ее в зоне расположения термочувствительного преобразователя.

В первом случае термочувствительный преобразователь R_T (никелевая проволока, намотанная на медный цилиндр) помещается в узкое сечение сопла Лаваля (рис. 2.6,а). При скорости полета самолета, соответствующей числу Маха $M \geq 0,4$, в узком сечении сопла устанавливается критический режим, при котором скорость течения воздуха примерно равна местной скорости звука в воздухе. Это дает возможность по измеренной температуре термочувствительного преобразователя $T_{тп}$ определить статическую температуру воздуха T_c :

$$T_c = \frac{T_{тп}}{N(1 + 0,2M^2)},$$

где N – коэффициент качества термопреобразователя, равный 0,978.

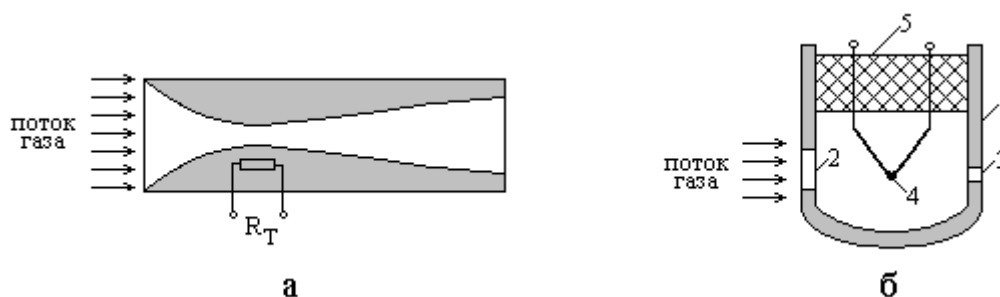


Рис. 2.6. Приемники температуры газового потока:
а – с соплом Лаваля; б – с камерой торможения

В другом случае термочувствительный преобразователь (обычно термопара) помещается в камеру торможения (см. рис.2.6,б). Камера торможения представляет собой жаропрочный корпус 1 , внутри которого с помощью термоизолятора 5 закреплена термопара 4 . Корпус имеет одно отверстие малого диаметра и одно или два отверстия большого диаметра. Набегающий газовый поток входит в камеру через отверстие 2 большого диаметра, тормозится там, медленно обтекая термопару, и выдавливается через отверстие 3 малого диаметра.

По измеренной температуре термочувствительного преобразователя $T_{\text{ТП}}$ можно определить статическую температуру воздуха T_c :

$$T_c = \frac{T_{\text{ТП}}}{1 + 0,2rM^2},$$

где r – коэффициент торможения, равный 0,92 – 0,96 при соотношении площадей входного и выходного отверстий не менее 5.

2.2.2. Термометры сопротивления

Электрические термометры сопротивления применяют на воздушных судах для измерения температуры масла и воздуха внутри и снаружи кабины. Принцип действия этих термометров основан на зависимости сопротивления металлов и полупроводников от их температуры.

Для металлических проводников зависимость электрического сопротивления от температуры в небольшом диапазоне изменения температуры линейна и описывается выражением

$$R = R_0(l + \alpha \cdot \Delta t),$$

где R_0 – сопротивление при температуре 0 °С; α – температурный коэффициент сопротивления (ТКС); Δt – приращение температуры.

Основными металлами при изготовлении термометров сопротивления являются медь, никель, железо и платина, имеющие большое значение ТКС. Для меди ТКС равен 0,004 К⁻¹, для железа и никеля значение ТКС равно 0,006 К⁻¹. Важно при этом, чтобы металлы были чистые, так как наличие примесей приводит к снижению ТКС. Медные терморезисторы применяют для измерения температур до 150 °С, так как при более высоких температурах медь окисляется. Этот же недостаток присущ и железу. Поэтому в термометрах сопротивления наиболее широкое применение нашли ЧЭ из никелевой проволоки, позволяющие измерять температуру газов и жидкостей в диапазоне –70...+150 °С. Погрешность измерения таких термометров, как правило, не превышает ± 3 %. Для более точного измерения температуры в диапазоне до 1000 °С используют платиновые термометры сопротивления.

Для полупроводниковых терморезисторов характерна нелинейная зависимость сопротивления от температуры, описываемая выражением

$$R = A \cdot e^{\frac{B}{T}},$$

где A и B – коэффициенты, зависящие от материала полупроводника и его геометрии.

У полупроводниковых терморезисторов ТКС отрицателен и существенно меняется с температурой. Так при температуре 20 °С он по абсолютной величине на порядок выше, чем у металлических терморезисторов. Пределы измерения у них обычно 0...+120 °С, погрешность при нормальных условиях в рабочем диапазоне не превышает ± 2 °С. Такие терморезисторы в основном используются в системах регулирования температуры.

В авиации нашли применение несколько типов термометров: термометры унифицированные электрические (ТУЭ) и индикаторы температуры (ИТ), в которых в качестве термочувствительных элементов используются металлические терморезисторы, а также термометры типа ТП с полупроводниковым термопреобразователем.

В комплект любого авиационного термометра кроме приемника температуры (термопреобразователя) входит также показывающий прибор (указатель). В качестве указателя обычно используются магнитоэлектрические логометры с неподвижными катушками и подвижным постоянным магнитом. Схема такого логометра аналогична той, что используется в электромеханических манометрах типа ЭДМУ и ДИМ (см. рис. 2.2).

2.2.3. Термоэлектрические термометры

Термоэлектрические термометры на воздушных судах используются в основном для измерения температуры отдельных частей силовых установок и газовых потоков, выходящих из реактивного сопла двигателя. Принцип действия таких термометров основан на эффекте возникновения термоЭДС в области контакта двух проводников из разнородных материалов при наличии разности

температур в месте соединения проводников и их свободных концов. Такая цепь, составленная из двух разнородных проводников, называется термопарой. Контакт термопары, который помещается в контролируемую среду и который служит для измерения ее температуры, называется горячим спаем. Второй свободный контакт, температура которого практически не меняется, называется холодным спаем.

Значение возникающей в термопаре ЭДС зависит от разности температур горячего и холодного спаев, а также от материалов, из которых изготовлена термопара. В авиации широкое применение нашли термоэлектрические преобразователи, изготовленные из различных сплавов, например, из хромеля-копеля, хромеля-алюмеля и ряда других никель-кобальтовых и никель-железных сплавов. Почти все они отличаются линейной зависимостью термоЭДС от температуры в широком диапазоне (до 1000 °С и выше).

Таким образом, если поддерживать температуру холодного конца постоянной, то, измеряя термоЭДС, можно определить температуру объекта, с которым контактирует горячий спай термопары. В действительности температура холодного спаев не остается постоянной, что приводит к появлению погрешности измерений. Для ее уменьшения обычно в схему прибора включают терморезистор. Для измерения термоЭДС и ее индикации в термоэлектрических термометрах применяют магнитоэлектрический гальванометр, схема которого приведена на рис. 2.7.

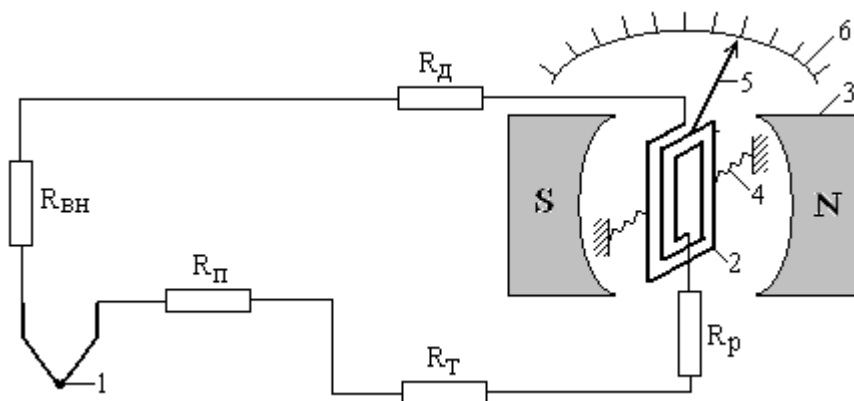


Рис. 2.7. Схема термоэлектрического термометра:

1 – термопара; 2 – рамка с током; 3 – постоянный магнит; 4 – противодействующая пружина; 5 – стрелка указателя; 6 – шкала; $R_{ВН}$, $R_{П}$, $R_{Д}$, $R_{Т}$ и $R_{Р}$ – соответственно сопротивление самой термопары, сопротивление проводов, добавочное сопротивление, термосопротивление для компенсации температурной погрешности и сопротивление рамки

В результате взаимодействия электрического тока, протекающего через рамку, с магнитным полем возникает момент сил, стремящийся повернуть рамку таким образом, чтобы ее витки располагались перпендикулярно силовым линиям магнитного поля. Этому препятствует пара пружин, создающих противодействующий момент. В результате рамка поворачивается на некоторый угол α , пропорциональный протекающему через рамку току, который, в свою очередь, пропорционален разности термоЭДС $\varepsilon(T_2)$ и $\varepsilon(T_1)$, возникающих на горячем и холодном спае:

$$\alpha = \frac{kB}{c} \cdot \frac{\varepsilon(T_2) - \varepsilon(T_1)}{R_{\text{вн}} + R_{\text{п}} + R_{\text{д}} + R_{\text{Г}} + R_{\text{р}}},$$

где B – магнитная индукция; c – коэффициент жесткости пружин; k – коэффициент, зависящий от конструкции прибора.

По своему назначению авиационные термоэлектрические термометры делятся на три группы.

К первой группе относятся термометры типа ТЦТ, предназначенные для измерения температуры головок цилиндров поршневых двигателей и других твердых тел.

Ко второй группе относятся термометры типа ТВГ, ИТГ и ТСТ, предназначенные для измерения температуры выходящих газов турбовинтовых и турбореактивных двигателей. В этих термометрах термопары помещают в жаропрочный корпус с камерой торможения, равномерно размещают по периметру сопла и соединяют последовательно в одну термобатарейку. Это позволяет получить суммарную термоЭДС, пропорциональную среднему значению температуры выходящих газов.

В третью группу объединяются измерительные системы типа ИТ и ИА, предназначенные для измерения температуры газов, выходящих из реактивного сопла двигателя и турбин низкого и высокого давления. Термометры этой группы более совершенны по своей конструкции. В них термопреобразователи имеют две комбинации параллельно или параллельно-последовательно соединенных термопар, при этом одна группа используется непосредственно для измерения температуры, а другая – в качестве датчика регулятора температуры.

Всем термометрам присущ ряд погрешностей, среди которых можно выделить температурную методическую погрешность, возникающую из-за того, что температура термопреобразователя не совпадает с температурой контролируемой среды. Эта погрешность зависит от размеров, формы и материала термопреобразователя, от условий и способа передачи тепла, от степени заторможенности газового потока.

Кроме того, все термометры имеют динамическую погрешность, обусловленную запаздыванием показаний. Эта погрешность характеризуется постоянной времени τ термометра, которая обычно не превышает нескольких секунд.

В термометрах сопротивления методическая погрешность возникает из-за дополнительного нагрева терморезистора, вызванного протекающим по нему током. Изменение напряжения питания также приводит к дополнительной погрешности. Для магнитоэлектрических логометров она существенна при колебаниях напряжения более $\pm 10\%$.

В термоэлектрических термометрах методическая погрешность возникает из-за изменения температуры холодного спая, а также появления паразитных термоЭДС в местах соединения проводников из разнородных материалов. Для компенсации влияния температуры холодного спая используют биметаллические корректоры, которые, деформируясь, закручивают или раскручивают противодействующие пружины гальванометра.

Кроме перечисленных выше методических погрешностей имеются и инструментальные погрешности, вызванные наличием трения, гистерезисом пружин, небалансом подвижной части указателя и так далее.

2.3. Тахометрические измерители частоты вращения

2.3.1. Общие сведения о тахометрах

Важным параметром режима работы авиационного двигателя является частота вращения вала его винта, компрессора или турбины. Этот параметр характеризует не только техническое состояние двигателя, но, главным обра-

зом, режим его работы. От него существенно зависит тяга (мощность), развиваемая двигателем. Поэтому частота вращения вала должна измеряться с достаточно высокой точностью (на уровне 0,5 – 1,0 %).

Приборы, предназначенные для измерения частоты вращения, называются тахометрами, а соответствующие датчики с электрическим выходным сигналом – тахогенераторами. По принципу действия можно выделить тахометры центробежные, генераторные, магнитоиндукционные и частотно-импульсные. В центробежных тахометрах используется зависимость центробежных сил инерции вращающихся масс от частоты вращения вала. В них центробежные силы инерции уравниваются силой, возникающей при деформации пружины.

Генераторные тахометры основаны на зависимости величины генерируемого в обмотках напряжения постоянного или переменного тока от частоты вращения индуктора, связанного с валом.

Магнитоиндукционные тахометры основаны на взаимодействии магнитного поля, вращающегося с измеряемой угловой скоростью, с полем вихревых токов, наводимых при этом в ЧЭ, в качестве которого выступают проводящие диск или цилиндр.

В частотно-импульсных тахометрах используется зависимость частоты переменного напряжения, возникающего в синхронном генераторе, ротор которого жестко связан с вращающимся объектом, от частоты его вращения. Возможно применение вместо синхронного генератора фотоэлектрических, индукционных и других преобразователей для формирования последовательности электрических импульсов.

В авиации наибольшее распространение получили магнитоиндукционные тахометры, тахогенераторы постоянного и переменного тока и частотно-импульсные датчики частоты вращения.

2.3.2. Магнитоиндукционные тахометры

Принцип действия магнитоиндукционного тахометра поясняет кинематическая схема, представленная на рис. 2.8. Тахометры этого типа содержат ЧЭ, обычно изготавливаемый из электропроводящего полого цилиндра (рис. 2.8,а)

или из диска (рис. 2.8,б). Чувствительный элемент 1 расположен вблизи магнита 2 (см. рис. 2.8,а) либо в зазоре между цилиндрическими магнитами 2 (см. рис. 2.8,б). Магниты закреплены на валу, жестко соединенном с вращающимся валом объекта измерений. Чувствительные элементы (диск или цилиндр) и магниты закреплены на двух разных самостоятельных осях.

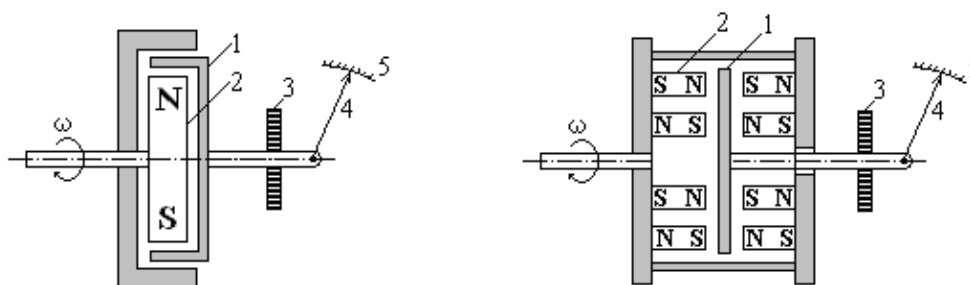


Рис. 2.8. Кинематическая схема магниточувствительного тахометра:
а – с полым цилиндром; б – с диском

При вращении магнитов с угловой скоростью ω в ЧЭ индуцируются вихревые токи, которые, взаимодействуя с магнитным полем, создают вращающий момент $M_{вр}$, пропорциональный угловой скорости объекта. В результате этого ЧЭ стремится повернуться вслед за магнитом, но этому препятствует спиральная пружина 3, создающая противодействующий момент $M_{пр}$, пропорциональный углу закручивания φ . При постоянной скорости вращения ω ЧЭ повернется на такой угол φ , при котором будет выполняться равенство моментов $M_{вр}$ и $M_{пр}$. Как показывают расчеты, угол поворота ЧЭ, индицируемый стрелкой 4 на шкале 5, определяется выражением

$$\varphi = \frac{k \cdot B^2}{\rho \cdot E} \omega,$$

где k – константа, определяемая конструкцией прибора, то есть размерами и типом ЧЭ, его расположением относительно магнитов; B – магнитная индукция в рабочем зазоре; ρ – удельное сопротивление материала ЧЭ; E – модуль упругости материала пружины.

Представленные на рис. 2.8 тахометры обладают одним существенным недостатком, а именно, они не являются дистанционными, то есть указатель

должен располагаться вблизи объекта измерений. Этому недостатка лишены дистанционные магнитоиндукционные тахометры, в комплект которых входят датчик и указатель с механизмом измерения. Для передачи вращения вала объекта валу механизма измерения указателя используется дистанционная синхронная передача, состоящая из синхронного трехфазного генератора, линии связи и синхронного двигателя.

В авиации нашли применение дистанционные магнитоиндукционные тахометры типа ТЭ со шкалой, проградуированной в оборотах в минуту, и типа ИТЭ со шкалой, проградуированной в процентах от максимальной частоты вращения вала объекта. Конструктивно оба типа тахометров незначительно отличаются друг от друга. На рис. 2.9 представлена кинематическая схема тахометра ИТЭ-1.

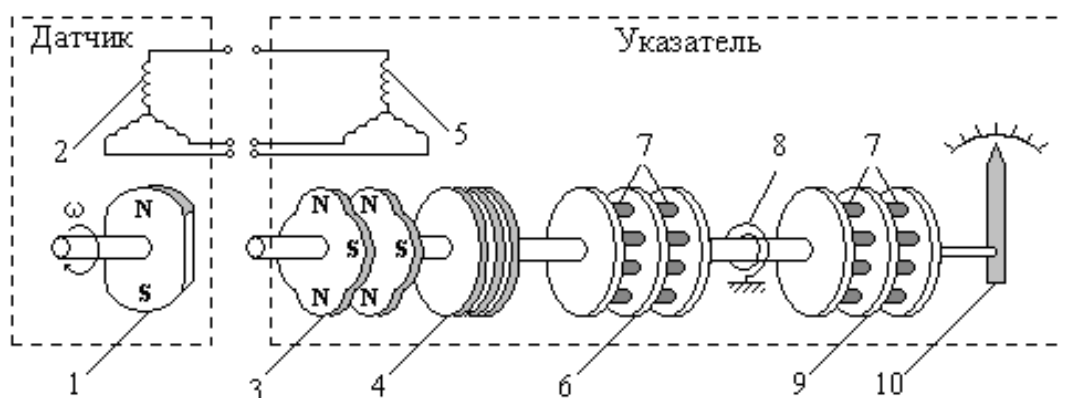


Рис. 2.9. Кинематическая схема тахометра ИТЭ-1

Тахометр ИТЭ-1 работает следующим образом. Вращение объекта с угловой скоростью ω передается ротору-магниту 1 синхронного генератора, который, вращаясь, индуцирует в статорных обмотках генератора 2 переменное напряжение. Напряжение по трехпроводной линии связи поступает на статорную обмотку синхронного двигателя 5, что вызывает вращение ротора, состоящего из двух крестообразных магнитов 3 и трех гистерезисных дисков 4. Последние обеспечивают устойчивый асинхронный запуск двигателя при быстром изменении частоты вращения объекта.

Вместе с ротором вращаются два диска с впрессованными в них цилиндрическими магнитами 7. Создающееся при этом вращающееся магнитное

поле индуцирует вихревые токи в электропроводящем диске 6, закрепленном на другой независимой оси. На этой же оси закреплена и стрелка указателя 10. Взаимодействие вращающегося магнитного поля с вихревыми токами создает вращающий момент $M_{вр}$, который компенсируется противодействующим моментом $M_{пр}$, созданным пружиной 8. В результате чувствительный элемент повернется на некоторый угол, определяемый условием равенства моментов $M_{вр}$ и $M_{пр}$. Вместе с ним повернется и стрелка указателя 10. Закрепленный на оси указателя алюминиевый диск 9 служит для демпфирования ее колебаний. При резких изменениях частоты вращения в диске индуцируются вихревые токи, магнитное поле которых, взаимодействуя с полем неподвижных постоянных магнитов, создает тормозной момент и успокаивает подвижную часть указателя.

Погрешность тахометров типа ИТЭ не превышает $\pm 0,5\%$ в рабочем диапазоне измерений $60 \dots 100\%$ и $\pm 1\%$ в остальных диапазонах измерений.

2.3.3. Частотно-импульсные тахометры

Принцип действия частотно-импульсных тахометров основан на измерении частоты переменного напряжения, индуцируемого в датчике, в результате вращения вблизи торца датчика индуктора, связанного с осью вращающегося объекта. Датчик (рис. 2.10) включает в себя измерительную обмотку 1, внутри которой расположен постоянный магнит 2. Индуктор 3 представляет собой вращающийся диск с зубьями, которые, проходя вблизи измерительной обмотки датчика, изменяют магнитное сопротивление цепи, что приводит к появлению на концах обмотки электрических импульсов, частота следования которых пропорциональна частоте вращения индуктора. Такой принцип действия реализован в датчиках частоты вращения типа ДЧВ-2500 и ДТА-10Е.

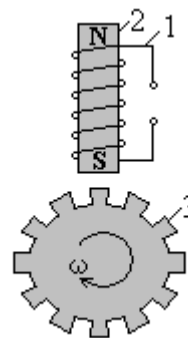


Рис. 2.10. Частотно-импульсный датчик

Зависимость частоты следования импульсов от частоты вращения индуктора определяется выражением:

$$f = \frac{z \cdot n}{60},$$

где f – частота следования импульсов, Гц; z – число зубьев индуктора; n – частота вращения индуктора, об/мин.

К частотно-импульсным тахометрам относится и тахометрическая аппаратура ТА-6А (рис. 2.11), работа которой основана на преобразовании частоты сигнала датчика типа ДТЭ в пропорциональное ей напряжение постоянного тока и измерении этого напряжения автокомпенсационным способом.

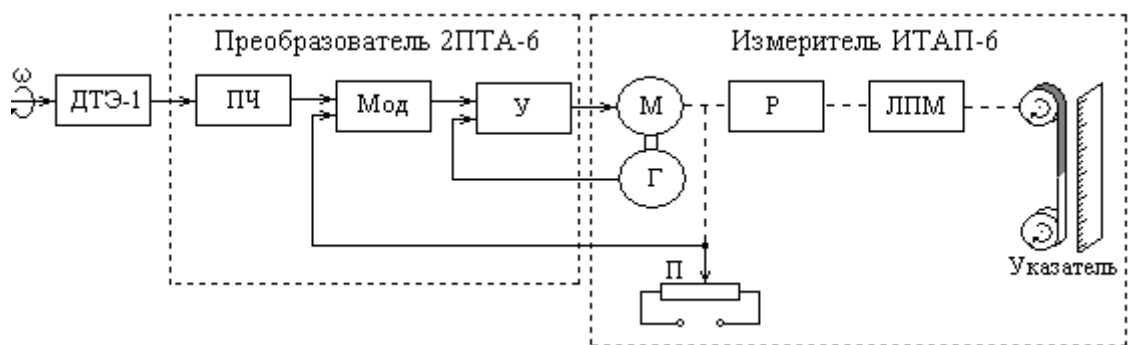


Рис. 2.11. Структурная схема тахометрической аппаратуры ТА-6А

Тахометрическая аппаратура ТА-6А состоит из двухканального преобразователя 2ПТА-6, работающего от двух датчиков оборотов ДТЭ-1, и измерителя ИТАП-6. Аппаратура работает следующим образом. Сигнал с датчика поступает на вход преобразователя частоты ПЧ, формирующего на выходе напряжение постоянного тока, величина которого пропорциональна частоте входного сигнала. Модулятор Мод преобразует постоянное напряжение в переменное с частотой 400 Гц, которое усиливается дифференциальным усилителем У и поступает на управляющие обмотки двигателя-генератора М-Г. Двигатель перемещает щетку потенциометра П, напряжение с которой поступает на второй вход модулятора. Перемещение щетки потенциометра будет происходить до тех пор, пока напряжения на обоих входах модулятора не станут равными. Одновременно со щеткой двигатель через редуктор Р и ленто-протяжный механизм ЛПМ перемещает ленту указателя. Отсчет показаний частоты осуществляется

по положению черно-белой границы ленты относительно шкалы указателя. Напряжение с выхода генератора поступает на второй вход дифференциального усилителя, что позволяет демпфировать колебания щетки потенциометра и ленты указателя.

2.4. Инерциальные измерители линейных ускорений

Приборы и датчики ускорений применяются в пилотажных и навигационных системах для решения различных задач, среди которых можно выделить следующие:

- формирование предупреждающих сигналов при достижении воздушным судном предельно допустимых перегрузок;
- формирование сигналов для отключения системы коррекции в таких приборах, как авиагоризонты и гировертикали;
- формирование сигналов для инерциальной системы навигации, где они интегрируются с целью определения путевой скорости и местоположения воздушного судна;
- формирование сигналов обратной связи в системах управления полетом воздушного судна.

Особо следует выделить первую задачу, поскольку контроль перегрузок непосредственно связан с безопасностью полета. Перегрузка определяется отношением геометрической суммы всех действующих на воздушное судно сил к модулю силы тяжести:

$$n = \frac{R + P}{G},$$

где R – вектор полной аэродинамической силы; P – вектор силы тяги двигателя.

Указатели и датчики перегрузки используются для измерения величины продольной n_x , нормальной (вертикальной) n_y и поперечной n_z перегрузок по осям связанной с самолетом системы координат. Нормальная перегрузка показывает, во сколько раз подъемная сила превосходит силу тяжести. Перегрузка – величина безразмерная. Она может быть как положительной, когда подъемная

сила направлена вверх, так и отрицательной, когда подъемная сила направлена вниз (например, при входе в пикирование). В горизонтальном полете нормальная перегрузка равна единице.

Существует несколько методов измерения линейных ускорений и перегрузок, в частности, инерциальный метод, метод дифференцирования скорости полета и метод двукратного дифференцирования расстояния до неподвижной базы. На воздушных судах основное применение нашел инерциальный метод. Он основан на измерении силы инерции, действующей на инерционную массу при ее движении с ускорением. Приборы и датчики, основанные на этом принципе действия, называются акселерометрами.

В зависимости от способа измерения силы различают акселерометры пружинные и компенсационные. В пружинных акселерометрах сила инерции, действующая на инерционную массу, вызывает упругую деформацию пружины, которая создает противодействующую силу. Величина деформации пружины при этом является мерой измеряемого ускорения. В компенсационных акселерометрах сила инерции компенсируется силой, создаваемой магнитоэлектрическим или другим преобразователем. Мерой измеряемого ускорения является какая-либо характеристика, связанная с силой, создаваемой преобразователем.

По характеру перемещения инерционной массы пружинные акселерометры делятся на осевые и маятниковые (рис. 2.12). Схема осевого пружинного акселерометра представлена на рис. 2.12,а.

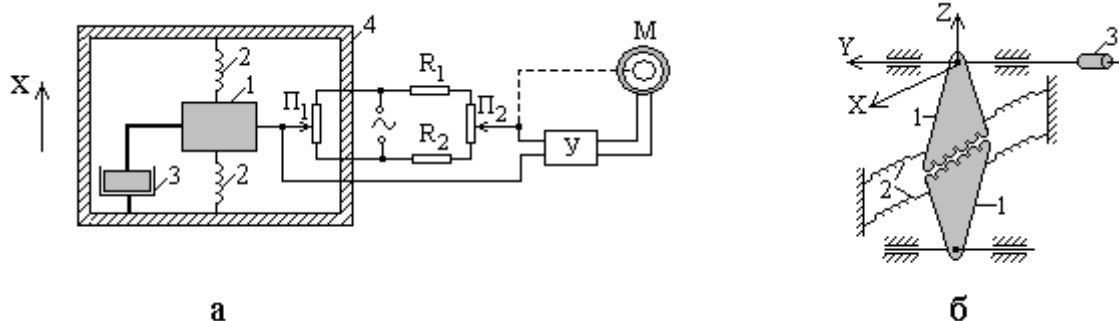


Рис. 2.12. Схемы пружинных акселерометров:

а – пружинный осевой акселерометр (1 – инерционная масса; 2 – пружины; 3 - демпфер; 4 – корпус акселерометра); б – пружинный маятниковый акселерометр (1 – маятники; 2 – пружины; 3 – индукционный датчик). Стрелкой показана ось чувствительности акселерометра (ось X)

При возникновении ускорений, направленных вдоль оси чувствительности X, инерционная масса будет смещаться в направлении, противоположном

вектору ускорения. Это приведет к деформации пружин и возникновению силы упругости, пропорциональной величине деформации s , которую можно определить из условия

$$ma = ks ,$$

где k – суммарный коэффициент жесткости пружин.

Величина деформации пружин пропорциональна измеряемому ускорению. Ее можно определить по напряжению, снимаемому со щетки потенциометра $П_1$, которая связана с инерционной массой. Это напряжение измеряется с помощью следящей системы, включающей в себя потенциометр $П_2$, дифференциальный усилитель $У$ и электродвигатель $М$, ротор которого жестко связан со щеткой потенциометра $П_2$.

При перемещении инерционной массы на величину s перемещается и щетка потенциометра $П_1$, что вызывает изменение напряжения на одном из входов усилителя. Напряжение с выхода усилителя поступает на управляющую обмотку электродвигателя, что вызовет вращение ротора, а вместе с ним и щетки потенциометра $П_2$. Двигатель будет работать до тех пор, пока щетка потенциометра $П_2$ не установится в такое положение, при котором напряжения на входах усилителя не станут равными. Таким образом, угол поворота ротора двигателя однозначно связан с величиной изменения напряжения на щетке $П_1$, а значит, в конечном итоге, и с величиной ускорения.

Демпфер служит для гашения возможных колебаний инерционной массы в переходных режимах. Применяются воздушные, жидкостные или магнитоиндукционные демпферы. Вместо потенциометрического могут быть использованы индуктивный или емкостной преобразователи.

Акселерометры обладают методической погрешностью, возникающей при наличии линейных ускорений по перекрестным осям (в нашем случае по осям $У$ и Z), а также в случае движения воздушного судна по криволинейной траектории относительно перекрестных осей.

Инструментальная погрешность возникает в результате влияния ряда внешних и внутренних факторов, в частности, из-за наличия сил трения, наличия гистерезиса пружин, изменения коэффициента жесткости пружин при изменении

температуры, неравномерности характеристики преобразователя перемещений. Наличие сил трения приводит к возникновению порога чувствительности, под которым понимают минимальное значение ускорения, которое можно измерить данным прибором.

В маятниковых акселерометрах (см. рис. 2.12,б) порог чувствительности ниже и, кроме того, конструктивными мерами можно снизить влияние линейных ускорений по перекрестным осям. Акселерометр представляет собой систему из двух маятников 1 , подвешенных на шарикоподшипниках и удерживаемых в вертикальном положении двумя парами пружин 2 , оба маятника связаны между собой зубчатым зацеплением. Такая кинематическая схема обеспечивает отклонение маятников от положения равновесия только под воздействием ускорения, направленного вдоль оси X . Влияние ускорений по оси Z практически отсутствует. Сигнал, пропорциональный ускорению, снимается с индукционного датчика 3 , ротор которого закреплен на оси верхнего маятника, а статор – на корпусе прибора.

Для демпфирования колебаний системы к верхнему маятнику крепится специальная пластина из меди (на рисунке не показана), которая помещается в зазор магнитопровода специального электро-

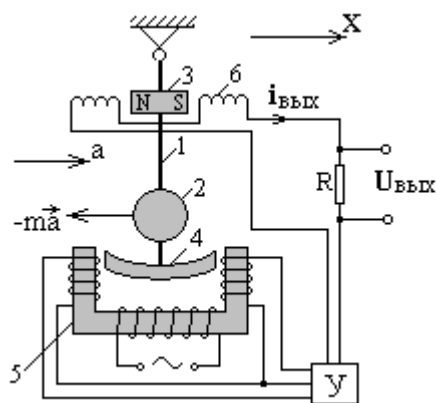


Рис. 2.13. Схема компенсационного акселерометра

зор магнитопровода специального электромагнита, питаемого постоянным током. Колебания маятника в переходных режимах вызывают появление в пластине вихревых токов, которые, взаимодействуя с магнитным полем, создают тормозящий момент сил, способствующий успокоению системы.

Принцип действия компенсационных акселерометров поясняет схема, приведенная на рис. 2.13. На маятнике 1 закреплена инерционная масса 2 , а также постоянный магнит 3 и якорь 4 . Осью чувствительности акселерометра является ось X . При наличии вдоль этой оси ускорения a на инерционную массу m будет действовать сила инерции ma , что вызовет отклонение маятника от вертикали. Перемещение якоря относительно обмоток индуктивного преобразователя 5 приведет

к появлению на выходе преобразователя напряжения, которое поступает на вход усилителя U . После усиления и выпрямления ток $i_{\text{вых}}$, сформированный усилителем, поступит на обмотки моментного магнитоэлектрического преобразователя b , что приведет к появлению силы, действующей на магнит. В результате маятник останется неподвижным. Чем больше ускорение, тем больше ток, необходимый для компенсации силы инерции. Таким образом, мерой измеряемого ускорения является ток $i_{\text{вых}}$ или падение напряжения $U_{\text{вых}}$ на резисторе R .

Инструментальные погрешности компенсационных акселерометров существенно меньше, чем у пружинных, так как в них нет пружин, в меньшей степени влияют силы трения, которые к тому же можно уменьшить, поместив инерционную массу в жидкость («гидравлический подвес»). Поэтому компенсационные акселерометры используются для высокоточного измерения ускорений в инерциальных навигационных системах.

2.5. Трехстепенные и двухстепенные гироскопические чувствительные элементы

Гироскопы находят исключительно широкое применение в самых разных областях техники, а именно, в авиации и на морских судах, в ракетостроении и на космических кораблях, при прокладке туннелей и бурении нефтяных скважин. В авиации гироскопы применяются, в частности, для определения пространственного положения воздушного судна относительно плоскости горизонта или для определения курса самолета.

Под гироскопом понимают быстровращающееся симметричное тело (ротор), установленное в специальном подвесе, который обеспечивает возможность оси вращения ротора изменять свое направление в пространстве. В авиационных приборах используется, как правило, карданов подвес. Основой авиационных гироскопических приборов является трехстепенной или двухстепенной гироскоп.

2.5.1. Свойства трехстепенного гироскопа

Трехстепенной гироскоп (рис. 2.14) состоит из ротора 1, вращающегося с

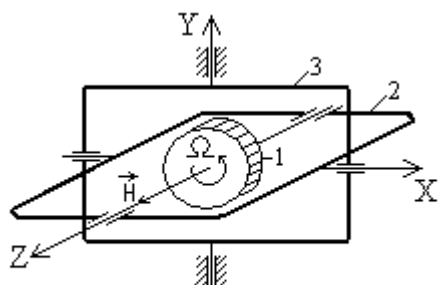


Рис. 2.14. Трехстепенной гироскоп

большой угловой скоростью Ω в подшипниках внутренней рамы 2, которая, в свою очередь, может вращаться в подшипниках внешней (наружной) рамы 3. Такой гироскоп способен совершать вращательное движение относительно трех координатных осей X , Y и Z , то есть он обладает тремя степенями свободы

(отсюда и название – трехстепенной). Ось вращения ротора называется осью собственного вращения или главной осью гироскопа. Оси внутренней и внешней рам называются осями вынужденного вращения. Все три оси гироскопа пересекаются в одной точке, которая и является неподвижной точкой гироскопа. Если она совпадает с центром тяжести гироскопа, то такой гироскоп называется астатическим.

На рисунке буквой H обозначен кинетический момент гироскопа, который по определению равен

$$H = I_Z \cdot \Omega,$$

где I_Z – момент инерции ротора относительно оси Z . Направление вектора H совпадает с направлением вектора угловой скорости Ω (по оси вращения в соответствии с правилом буравчика).

Гироскоп с быстровращающимся ротором обладает рядом свойств, которые обуславливают его широкое применение в авиационных приборах. Основными свойствами трехстепенного гироскопа являются способность сохранять неизменным направление оси вращения ротора в мировом пространстве, невосприимчивость к толчкам и ударам, способность совершать прецессионное движение под воздействием моментов внешних сил. Рассмотрим эти свойства гироскопа более подробно.

Итак, согласно первому свойству, если на гироскоп не действуют никакие внешние моменты сил, то его главная ось сохраняет неизменное положение в

мировом пространстве. Разумеется, такой свободный гироскоп, на который не действовали бы никакие моменты внешних сил, изготовить невозможно. Всегда присутствуют моменты сил трения в опорах подвеса. Практически всегда центр тяжести гироскопа не совпадает с точкой пересечения его осей, следовательно, имеется момент сил от несбалансированности гироскопа. Кроме того, в процессе работы возможны некоторые смещения центра тяжести гироскопа из-за осевых люфтов в подшипниках внутренней и внешней рам, а также из-за различных температурных деформаций элементов подвеса. Все эти дестабилизирующие факторы стремятся свести к минимуму, но практически у любого гироскопа его главная ось будет медленно менять свое направление, если не предпринять специальных мер по ее стабилизации.

Рассмотрим гироскоп, у которого ротор не вращается. Если ударить по какой-либо раме, например, внешней, то поведение гироскопа будет вполне предсказуемым. Внешняя рама, получив в результате удара некоторую начальную угловую скорость, будет вращаться вокруг оси Y (см. рис. 2.14). Совершенно другое поведение будет у гироскопа, если его ротор вращается с большой угловой скоростью. В этом случае никакого заметного вращения ни внешней, ни внутренней рам не возникнет. Возникнут лишь так называемые нутационные колебания (или просто, нутации) обеих рам гироскопа, которые из-за наличия трения в подшипниках быстро затухнут. Чем больше кинетический момент гироскопа H , тем меньше амплитуда нутаций и выше их частота.

При большом кинетическом моменте эти нутации практически не заметны глазу, то есть гироскоп по существу никак не реагирует на кратковременные воздействия типа удара или толчка. В этом проявляется свойство устойчивости гироскопа, тем более заметно выраженное, чем больше его кинетический момент.

Рассмотрим последнее свойство гироскопа, а именно, способность совершать прецессионное движение под воздействием моментов внешних сил. Пусть на одну из рам, например, внутреннюю раму действует момент сил M_X , стремящийся повернуть ее относительно оси X (см. рис. 2.14). Если бы ротор гироскопа был неподвижен, то его поведение было бы понятным и предсказуемым – внутренняя рама стала бы наклоняться относительно горизонтальной плоскости.

Если же ротор вращается с большой угловой скоростью (обычно скорость составляет 22-23 тысячи оборотов в минуту), то попытка повернуть внутреннюю раму относительно оси X вызовет вращение внешней рамы относительно оси Y , то есть гироскоп будет прецессировать относительно оси Y . Прецессия будет продолжаться до тех пор, пока действует момент внешних сил. Как только действие момента прекратится, прекратится и прецессия, то есть прецессионное движение гироскопа безынерционно.

Направление прецессии зависит от направления внешнего момента сил. Согласно теореме Резаля, гироскоп прецессирует так, что его кинетический момент H стремится совместиться по кратчайшему расстоянию с направлением момента сил.

Расчеты и эксперимент показывают, что если выполняется условие $H^2 \gg I_Y M_X$ (I_Y – момент инерции относительно оси Y), то угловая скорость $\omega_{пр}$ прецессии гироскопа будет:

$$\omega_{пр} = \frac{M_X}{H}. \quad (2.1)$$

Строго говоря, это равенство выполняется лишь в том случае, если внутренняя и внешняя рамы взаимно перпендикулярны (в большинстве практических случаев это именно так и есть). Если же угол между рамами отличается от 90° на величину θ , знаменатель необходимо умножить на $\cos \theta$.

Рассмотренные свойства гироскопа и определяют его широкое применение в авиации. Способность сохранять неизменное положение главной оси гироскопа в пространстве позволяет, например, реализовать на воздушном судне гировертикаль с тем, чтобы определять относительно нее ориентацию воздушного судна (измерять углы крена и тангажа). Это, в частности, используется в авиагоризонтах. Если расположить главную ось параллельно плоскости горизонта, то в процессе полета можно определять угол между ней и продольной осью воздушного судна, то есть определять курс. Это, в частности, используется в гирополукомпасах и гироагрегатах курсовых систем.

Разумеется, в силу ряда причин (трение в подшипниках внешней и внутренней рам, небаланс масс, суточное вращение Земли и так далее) возникает уход

главной оси от первоначально выставленного положения. Чтобы воспрепятствовать этому, используется система коррекции, которая создает коррекционные моменты, вызывающие прецессию гироскопа, что и позволяет удерживать главную ось в первоначальном положении.

2.5.2. Свойства двухстепенного гироскопа

Двухстепенной гироскоп (рис. 2.15) в отличие от трехстепенного имеет ротор 1, вращающийся вокруг оси Z с угловой скоростью Ω , и одну раму подвеса 2, способную прецессировать вокруг оси X. Подшипники рамы жестко связаны с основанием 3, которое может вращаться вокруг вертикальной оси Y. Обозначим через β угол поворота рамы относительно оси X, а через β' и β'' – ее первую и вторую производные по времени. Будем считать, что основание неподвижно.

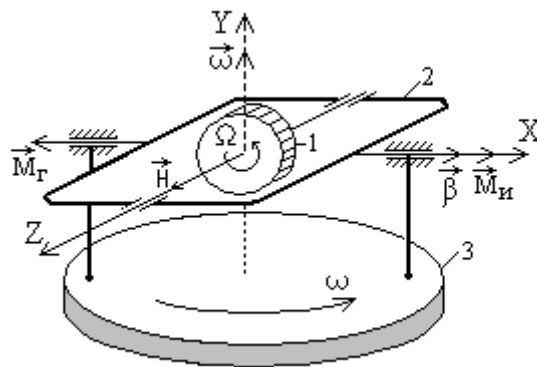


Рис. 2.15. Двухстепенной гироскоп

Как следует из теории гироскопа, поведение такого двухстепенного гироскопа описывается уравнениями, которые имеют вид:

$$-H \cdot \beta' = M_Y ; \tag{2.2a}$$

$$I_X \cdot \beta'' = M_X . \tag{2.2б}$$

Уравнение (2.2б) показывает, что при воздействии на гироскоп момента сил M_X он начинает прецессировать относительно оси X с угловым ускорением $\beta'' = M_X/I_X$. Если же на гироскоп воздействует кратковременный удар, то сообщенная в результате этого угловая скорость будет сохраняться, медленно уменьшаясь из-за наличия трения в подшипниках рамы. Таким образом, двухстепенной гироскоп не обладает устойчивостью к кратковременным внешним воздействиям и ведет себя как обычное твердое тело.

Предположим, что основание, на котором установлен гироскоп, начинает поворачиваться вокруг вертикальной оси Y с угловой скоростью ω . В этом случае ротор гироскопа участвует в двух движениях: собственном вращении вокруг оси Z с большой угловой скоростью Ω и вынужденном вращении вместе с

основанием вокруг оси Y с небольшой скоростью ω . Как следует из теории гироскопа, в этом случае возникает гироскопический момент M_z , равный по величине $H\omega$ и направленный вдоль оси X . Из уравнения (2.2б) следует, что

$$I_X \cdot \beta'' = M_z = H \cdot \omega. \quad (2.3)$$

Поделив обе части уравнения на I_X и дважды проинтегрировав с учетом того, что начальные значения β_0 и β_0' равны нулю, получим зависимость угла поворота рамы гироскопа от времени:

$$\beta = \frac{H \cdot \omega \cdot t^2}{2I_X}.$$

Из полученного выражения видно, что угол поворота рамы пропорционален угловой скорости ω и увеличивается со временем по параболическому закону. Если установить такой двухстепенной гироскоп на самолет, то, измеряя угол β за фиксированный промежуток времени t , можно определить скорость разворота самолета ω . Однако использовать в таком виде гироскоп в качестве измерителя угловой скорости невозможно, так как даже при небольшой скорости разворота собственная ось вращения Z быстро совмещается с осью вынужденного вращения Y , в результате чего гироскоп перестает реагировать на какие-либо развороты. Чтобы воспрепятствовать этому, на оси вращения рамы устанавливают пару пружин, создающих противодействующий момент сил $M_{пр} = c \cdot \beta$ (c – суммарный коэффициент жесткости пружин). С учетом этого момента уравнение (2.3) примет вид

$$I_X \cdot \beta'' + c \cdot \beta - H \cdot \omega = 0. \quad (2.4)$$

Решение этого уравнения будет

$$\beta = \frac{H \cdot \omega}{c} \left(1 - \cos \sqrt{\frac{c}{I_X}} t \right).$$

Следовательно, рама гироскопа будет совершать гармонические колебания относительно положения $\beta_0 = H\omega/c$. Это дает возможность, измерив угол β_0 , определить скорость разворота ω . Для удобства измерений желательно погасить колебания рамы (а значит, и стрелки указателя), что можно сделать с по-

мощью демпфера, создающего противодействующий момент сил, пропорциональный скорости поворота рамы β' . Демпферы могут быть гидравлические, пневматические или магнитоэлектрические. Такие двухстепенные гироскопы с демпфирующими устройствами часто называют демпфирующими гироскопами. Они составляют основу таких приборов, как указатели поворота, датчики угловых скоростей, выключатели коррекции и др.

2.5.3. Электрический указатель поворота

Электрические указатели поворота предназначены для указания наличия и направления разворота самолета вокруг вертикальной оси. Существует несколько разновидностей указателей поворота (ЭУП-53, ДА200, ДА30), совмещающих в себе несколько самостоятельных независимых приборов. Например, электрический указатель поворота ЭУП-53 кроме указателя поворота имеет указатель скольжения, что позволяет осуществлять правильный (координированный) разворот самолета, при котором скольжение равно нулю. Дублер авиагоризонта ДА30 кроме этого имеет встроенный вариометр с пределом измерения вертикальной скорости $0 \dots 30$ м/с.

На рис. 2.16 приведена кинематическая схема электрического указателя поворота ЭУП-53. Ось вращения ротора гироскопа параллельна поперечной оси самолета, ось вращения рамы параллельна продольной оси самолета. Рама гироскопа удерживается в среднем положении с помощью пары пружин. Поворот рамы с помощью передаточно-множительного механизма передается стрелке указателя.

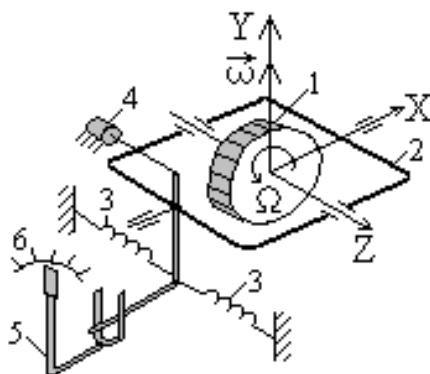


Рис. 2.16. Схема электрического указателя поворота:

1 – ротор двухстепенного гироскопа; 2 – рама гироскопа; 3 – пара пружин; 4 – демпфер; 5 – стрелка указателя; 6 – шкала

Как отмечалось ранее, при развороте самолета с угловой скоростью ω рама гироскопа поворачивается на угол $\beta_0 = H\omega/c$. Однако, это справедливо лишь при разворотах самолета без крена. Если разворот совершается с креном γ , то отклонение рамы гироскопа от среднего положения будет определяться выражением

$$\beta_0 = \frac{H \cdot \omega \cdot \cos \gamma}{c - H \cdot \omega \cdot \sin \gamma}, \quad (2.5)$$

где c – суммарный коэффициент жесткости пружин.

При разворотах важно, чтобы вектор скорости совпадал с продольной осью самолета, то есть угол скольжения был равен нулю. Это так называемый координированный (или правильный) разворот. Индикатором угла скольжения служит указатель скольжения (рис. 2.17), работающий по принципу маятника.

Чувствительным элементом является шарик, перемещающийся внутри изогнутой стеклянной трубки, заполненной прозрачной жидкостью – толуолом. При разворотах самолета на шарик,



Рис. 2.17. Указатель скольжения

кроме силы тяжести $G = mg$, действует центробежная сила инерции $F_{ц.б.} = mV\omega$ (m – масса шарика; V – скорость полета). Равнодействующая этих сил определяет положение шарика в трубке.

Если разворот координированный, то равнодействующая сил направлена по нормали к плоскости самолета и шарик находится в центре указателя. В этом случае угол крена γ , скорость полета V и угловая скорость разворота ω связаны между собой соотношением

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{F_{ц.б.}}{G} = \frac{V \cdot \omega}{g}.$$

Если выразить отсюда ω и подставить в выражение (2.5), то получим:

$$\beta_0 = \frac{H \cdot \cos \gamma}{\frac{c \cdot V}{g \cdot \operatorname{tg} \gamma} - H \cdot \sin \gamma}. \quad (2.6)$$

Из выражения (2.6) следует, что при координированном развороте, угол поворота рамы гироскопа (а вместе с ним и угол отклонения стрелки указателя поворота) зависит от двух переменных – от скорости полета и угла крена. При фиксированной скорости полета угол крена однозначно определяется углом

отклонения рамы гироскопа. Шкала указателя поворота ЭУП-53 проградуирована в диапазоне $\pm 45^\circ$ с ценой деления 15° . Стрелка указателя будет точно показывать угол крена при выполнении двух условий: разворот координированный (шарик указателя скольжения находится в центре трубки) и скорость полета соответствует той, что указана на шкале прибора. В зависимости от типа самолета значения скорости, при которой градуировался прибор, равны 200, 400 и 500 км/ч. Если скорость полета больше той, что указана на приборе, показания крена будут занижены, если меньше – завышены.

2.5.4. Датчик угловой скорости

Датчики угловой скорости (ДУС) используются в различных системах самолета, в частности в автопилоте, и предназначены для измерения угловой скорости самолета и выдачи электрического сигнала, пропорционального измеряемой угловой скорости.

Кинематическая схема ДУС представлена на рис. 2.18. Ротор 1 гироскопа крепится через подшипники к раме 2, которая выполнена в виде герметичного кожуха. Кожух может вращаться (прецессировать) относительно продольной оси в подшипниках, закрепленных в корпусе 3 датчика. Пружины 4 выполняют ту же роль, что и в ЭУП, то есть создают противодействующий момент.

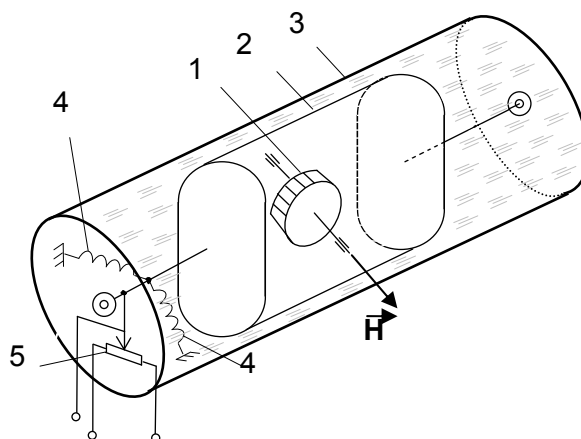


Рис. 2.18. Кинематическая схема ДУС

При повороте датчика с угловой скоростью ω вокруг оси чувствительности, которая перпендикулярна главной оси гироскопа и оси прецессии, возникает поворот кожуха на некоторый угол, зависящий от угловой скорости. Этот поворот

с помощью потенциометра 5 преобразуется в электрический сигнал. В некоторых конструкциях вместо потенциометрических преобразователей угла поворота используют бесконтактные индукционные преобразователи.

Важным фактором, резко повышающим чувствительность датчика, является то, что пространство между стенками датчика и кожухом заполнено специальной жидкостью (маслом). При этом плотность жидкости достаточно высока, что позволяет удерживать кожух на плаву. Давление, оказываемое осью вращения кожуха на подшипники, ничтожно мало, тем самым обеспечивается вращение кожуха в подшипниках практически без трения. Такой гироскоп называется поплавковым. Жидкость в ДУС выполняет также роль демпфирующей среды, в которой за счет трения жидкости о стенки корпуса и кожуха при повороте последнего создается демпфирующий момент. Датчики такого типа имеют порог чувствительности на уровне 0,05 град/с.

2.5.5. Датчики угловых скоростей на основе лазерных гироскопов

Повышение требований к точности измерений угловых параметров, в частности, угловых скоростей стимулировало разработку новых типов гироскопов. Параллельно с этим проводились работы и по усовершенствованию классических гироскопов с вращающимся ротором, причем большинство исследований было направлено на снижение влияния трения. Был разработан ряд конструкций гироскопов, среди которых можно выделить следующие:

- гироскопы с воздушной опорой, в которых шариковые подшипники заменены «воздушной подушкой»;
- поплавковые гироскопы, в которых ротор в герметичном кожухе, выполняющем функцию внутренней рамы карданова подвеса, помещается в жидкость, в результате чего давление оси прецессии гироскопа на подшипники компенсируется гидростатической силой;

– гироскопы с электростатическим подвесом, в которых электропроводящий шар из бериллия (ротор гироскопа) «подвешивается» в вакууме электростатическими силами, созданными системой электродов;

– гироскопы с магнитным подвесом, в которых шар из феррита (ротор гироскопа) «подвешивается» в воздухе магнитостатическими силами.

Во всех этих типах гироскопов имеется вращающийся ротор, но за счет конструкции силы трения значительно снижены, в результате чего повышается точность измерения угловых параметров движения. Что касается гироскопов, которые по принципу действия принципиально отличаются от классических гироскопов, то здесь следует отметить гироскопы вибрационные, волновые твердотельные, микромеханические, волоконно-оптические и лазерные. Особое место среди них занимают лазерные гироскопы, активно используемые в настоящее время для высокоточных измерений угловых параметров движения.

Датчик угловых скоростей на кольцевом лазерном гироскопе изображен на рис. 2.19. Основным его элементом является треугольный или четырехугольный оптический резонатор 1, в одной или нескольких сторонах которого помещена активная среда 2. Активной средой, как правило, служит гелий-неоновая смесь, в которой может возбуждаться газовый разряд. По углам резонатора находятся отражающие оптические зеркала 3. По углам резонатора находятся отражающие оптические зеркала 3.

Если создать условия для возбуждения активной среды, то в таком лазере возникнут когерентные световые волны, распространяющиеся вдоль резонатора

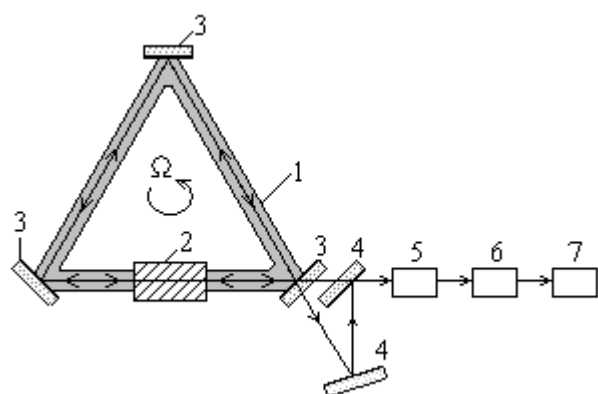


Рис. 2.19. Схема лазерного гироскопа

как по часовой стрелке, так и против часовой стрелки. Длины этих волн определяются условиями генерации, согласно которым на длине периметра резонатора L должно укладываться целое число длин волн λ . При неподвижном резонаторе частоты этих встречных волн одинаковы.

Если кольцевой лазер поворачивается в пространстве с некоторой угловой скоростью Ω , то оптические пути

встречных волн будут неодинаковы. Будут различны и частоты оптических волн, распространяющихся по резонатору в противоположных направлениях. В результате интерференции этих волн, что осуществляется с помощью двух зеркал 4, возникнет интерференционная картина, представляющая собой совокупность светлых и темных полос. Вращение резонатора лазерного гироскопа приводит к тому, что интерференционные полосы будут перемещаться со скоростью, пропорциональной скорости вращения гироскопа. Поэтому на выходе фотодетектора 5 возникнет синусоидальный сигнал, частота которого равна разности частот встречных оптических волн, распространяющихся в резонаторе. Расчеты показывают, что эта частота равна:

$$f = \frac{4S}{\lambda L} \Omega,$$

где S – площадь, охватываемая контуром, по которому распространяются световые лучи.

Синусоидальный сигнал с выхода фотодетектора с помощью специальной схемы 6 преобразуется в последовательность электрических импульсов, которые поступают на вход счетчика 7. Количество накопленных счетчиком импульсов N будет пропорционально углу поворота лазера α относительно оси чувствительности, направленной по нормали к плоскости контура:

$$N = \int_0^t f \cdot dt = \frac{4S}{\lambda L} \int_0^t \Omega \cdot dt = k \cdot \alpha, \quad (2.7)$$

где k – масштабный коэффициент лазерного гироскопа.

Таким образом, лазерный гироскоп можно использовать не только для измерения угловых скоростей, но и для измерения углов поворота. При этом, как следует из выражения (2.7), накопленное количество импульсов N пропорционально углу поворота α и не зависит от того, по какому закону изменялась угловая скорость в процессе поворота на данный угол. Таким образом, с помощью трех ортогональных лазерных гироскопов можно не только измерить углы крена, тангажа и курса, но и по показаниям счетчиков определить изменения этих углов относительно исходных значений. Погрешность измерений

угловой скорости для разных лазерных гироскопов составляет величину на уровне $10^{-2} \dots 10^{-3}$ град/ч, или примерно $3 \cdot 10^{-7} \dots 3 \cdot 10^{-6}$ град/с.

Контрольные вопросы

1. В чем заключается принцип действия электромеханического манометра типа ЭДМУ?
2. В чем заключается принцип действия струнных преобразователей давления?
3. В чем заключается принцип действия термоэлектрических преобразователей?
4. Что такое трубка Лавалья и камера торможения?
5. Объясните схему термоэлектрического термометра.
6. Объясните кинематическую схему магнитоиндукционного тахометра.
7. В чем заключается принцип действия частотно-импульсных тахометров?
8. В чем заключается принцип действия осевого пружинного акселерометра?
9. В чем заключается принцип действия маятникового акселерометра?
10. В чем заключается принцип действия компенсационных акселерометров?
11. В чем заключаются свойства трехстепенного гироскопа, обеспечивающие его широкое применение на воздушных судах?
12. В чем заключается принцип действия электрического указателя поворота?
13. Что такое указатель скольжения, в чем его принцип действия и для решения каких задач он используется на воздушных судах?
14. В чем заключается принцип действия датчика угловых скоростей на основе двухстепенного гироскопа?
15. В чем заключается принцип действия датчика угловых скоростей на основе лазерного гироскопа?

3. ПРИБОРНЫЕ СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА

3.1. Понятие о высоте полёта

Высотой называется расстояние по вертикали от уровня, принятого за начало отсчёта, до ВС. В зависимости от уровня, принятого за начало отсчёта, различают следующие высоты (рис. 3.1):

1. $H_{\text{ЭШ}}$ – барометрическая высота, измеряемая относительно условного стандартного уровня давления.
2. $H_{\text{АБС}}$ – абсолютная высота, измеряемая по уровню давления, приведённого к уровню моря.
3. $H_{\text{ОТН}}$ – относительная высота, измеряемая по уровню давления аэродрома.
4. $H_{\text{ИСТ}}$ – истинная высота, измеряемая от уровня (рельефа) пролетаемой местности до самолёта.

Истинная высота закладывается в расчёт безопасной высоты полёта и зависит от условий полёта, определяемых в НПП ГА-85.

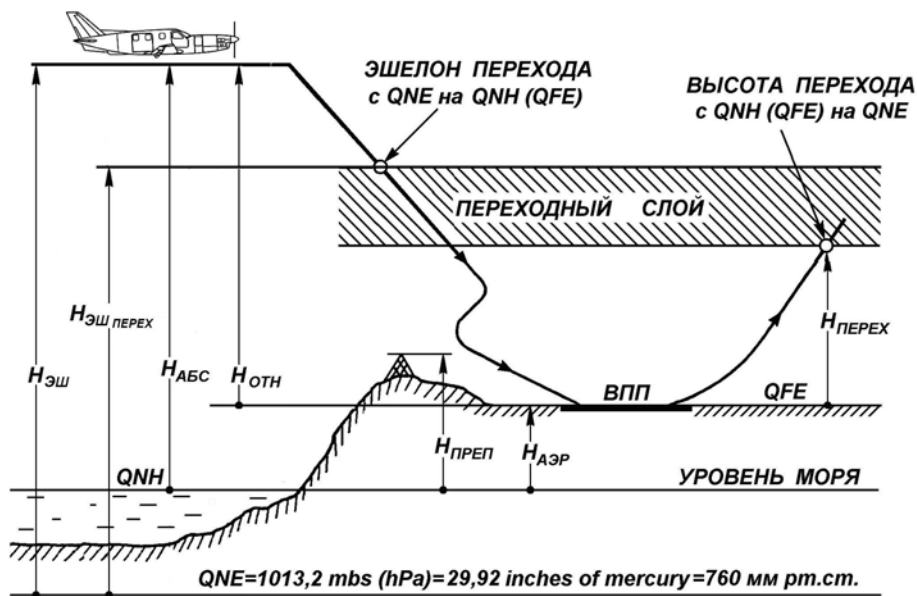


Рис. 3.1. Уровень отсчета и обозначения высоты полета

Существует несколько методов измерения и расчёта высоты полёта ВС: барометрический, радиотехнический, инерциальный и т.д.

В авиации контроль за высотой полёта самолёта на этапах взлёта, полёта по маршруту, захода на посадку осуществляется экипажем по показаниям барометрических высотомеров. В практике самолётовождения для контроля высоты полёта с помощью барометрических высотомеров используют следующие условные уровни изобарических поверхностей (см. рис. 3.1):

– **QNE** – уровень стандартного давления – 1013,3 гПа (mbs), или 29,92 дюйма рт. ст. (inches of mercury), или 760 мм рт. ст. Давление QNE используется для контроля за высотой при полёте по маршруту. Высота полёта задаётся эшелонам – **FL – Flight Level** – $H_{\text{эш}}$. По давлению QNE контролируется высота полёта в режиме набора заданного эшелона после высоты перехода, а также при снижении до эшелона перехода;

– **QNH** – средний уровень моря. Высоту относительно этого уровня называют *Altitude*, это абсолютная высота над средним уровнем моря по давлению местной метеостанции. Давление QNH используется для контроля высоты в режиме набора высоты после взлёта до высоты перехода, а также в районе аэродрома при снижении ниже эшелона перехода и заходе на посадку. Уровень QNH используется и при полёте по маршруту на высотах ниже нижнего эшелона полёта;

– **QFE** – уровень давления аэродрома или порога ВПП. Высоту относительно этого уровня называют *Height*, это относительная высота над превышением аэродрома или порога ВПП по давлению местной метеостанции. По давлению QFE контролируется высота полёта после взлёта до высоты перехода, при снижении ниже эшелона перехода и при заходе на посадку.

Вместе с понятием уровня давлений QNE, QNH, QFE используются понятия высота перехода, эшелон перехода и переходный слой.

Высота перехода – *Transintion Altitude* – абсолютная по уровню давления QNH и *Transintion Height* – относительная по уровню давления QFE, на которой и ниже которой высота полёта контролируется в величинах абсолютной или относительной высоты полёта. На абсолютной или относительной высоте перехода переставляется давление с QNH или QFE на QNE, после взлёта в режиме набора заданного эшелона.

Эшелон перехода – Transition Level – самый нижний эшелон полёта, который может быть использован для полётов выше абсолютной (относительной) высоты перехода. При снижении ВС на эшелоне перехода переставляется давление с QNE на QNH или QFE.

Переходный слой – Transition Layer – воздушное пространство между высотой перехода и эшелоном перехода. В этом слое экипажем выполняется перестановка давления, горизонтальные полёты ВС в нём запрещаются.

3.2. Барометрические измерители высоты полета

Барометрическая высота полета измеряется прибором – высотомером.

Высотомеры подразделяются на механические, электромеханические, электронные (цифровые).

Принцип действия барометрического высотомера основан на использовании закона изменения давления воздуха с увеличением высоты над уровнем моря по стандартной атмосфере (рис. 3.2).

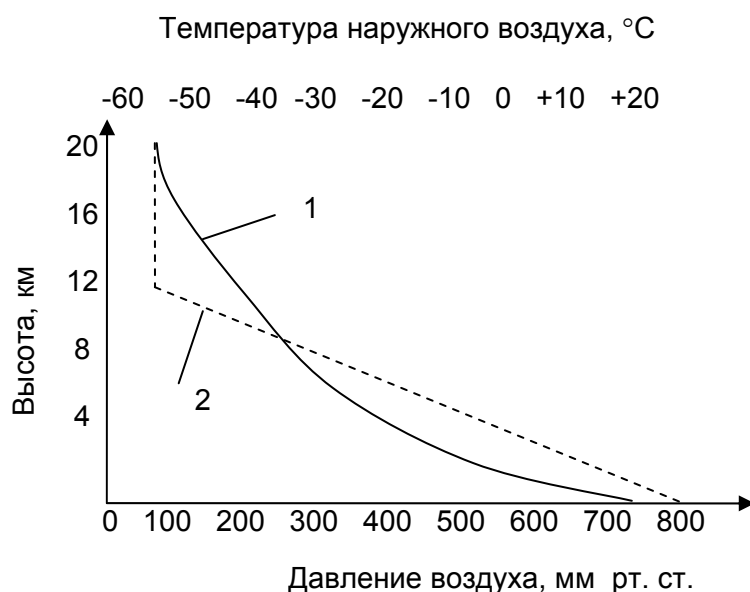


Рис. 3.2. Зависимость давления и температуры воздуха от высоты (по стандартной атмосфере):
1 – давление; 2 – температура

В качестве чувствительного элемента высотомера используется anerоид, реагирующий на изменение атмосферного давления (рис. 3.3,а). Anerоид (А) –

это герметичная манометрическая коробка, из которой откачен воздух. Анероид помещен в герметичный корпус прибора, который сообщается трубопроводом с приемником статического давления атмосферы. С поднятием на высоту давление на анероид уменьшается, за счет силы упругости верхний центр анероида перемещается вверх. Его линейное перемещение преобразуется редуктором во вращение стрелки на шкале прибора (см. рис. 3.3,а), отсчет барометрической высоты производится по шкале высотомера в единицах высоты (км, м) в зависимости от установленного уровня давления. Барометрический высотомер тарируется при стандартных нормальных условиях, когда $p_3 = 760$ мм рт. ст. (1013,25 гПа), $T = 288$ К (15 °С), $\tau = 0,0065$ град/м. В этом случае высота полета зависит от давления воздушного столба:

$$H = f(p_H).$$

Уравнение работы любого высотомера имеет вид

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dH}{RT}.$$

Решая уравнение для диапазона высот 0...11 000 м, то есть принимая закон изменения температуры воздуха в виде линейной функции (см. рис. 3.2)

$$T = T_0 - \tau H,$$

где T – абсолютная температура воздуха на высоте H , получаем стандартную барометрическую формулу

$$P = P_0 \left(1 - \frac{\tau}{T_0} H\right)^{\frac{1}{R\tau}}.$$

Если решить эту зависимость относительно H , то получим гипсометрическую формулу, связывающую высоту полёта ВС до 11 км со статическим давлением воздуха p , воспринимаемым приёмниками статического давления p_c в зоне их размещения на борту самолёта:

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{P}{P_0} \right)^{R\tau} \right],$$

где p_0 – давление, задаваемое членами экипажа с помощью механизма кремальеры.

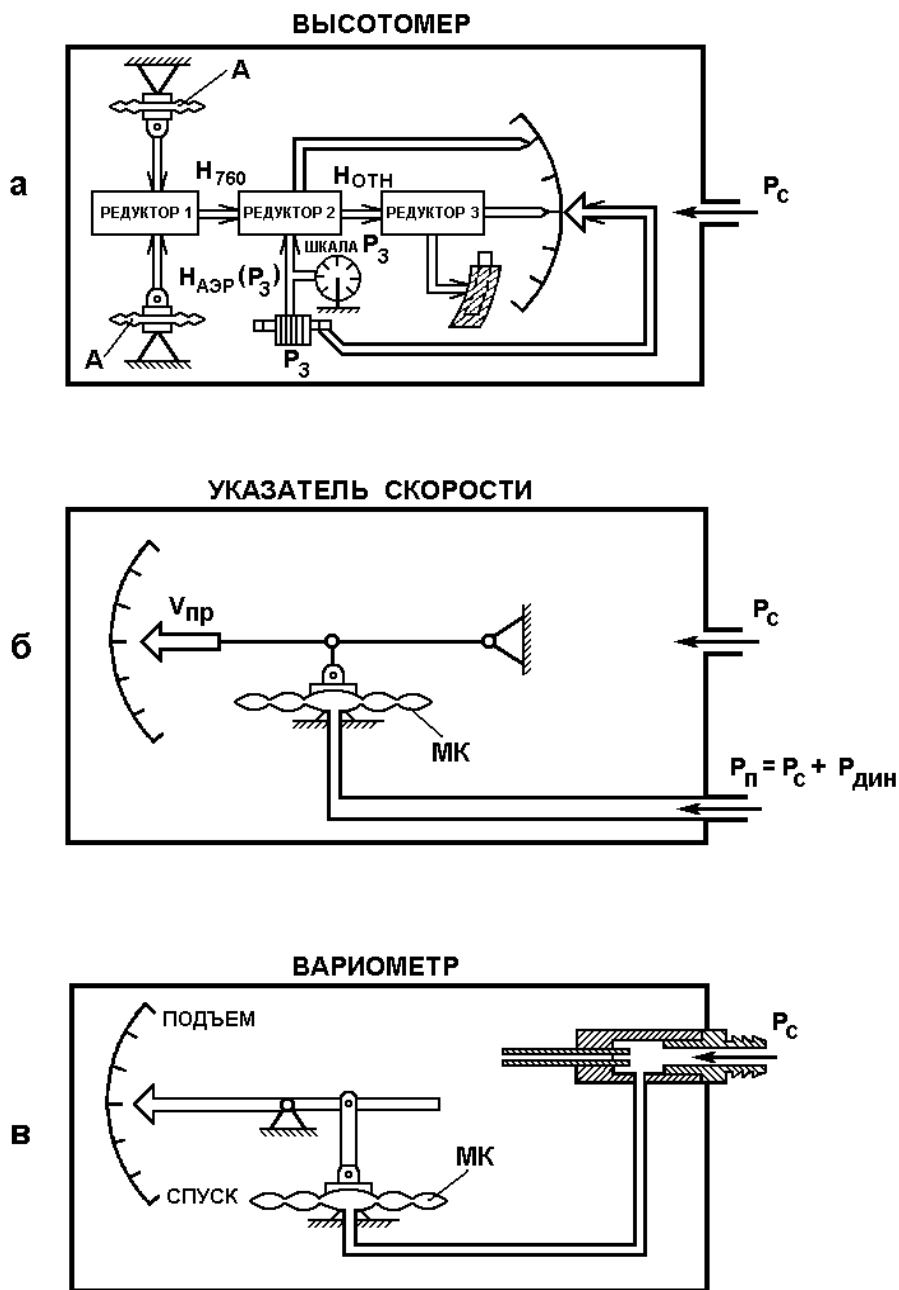


Рис. 3.3. Функциональная схема барометрических приборов

Из вышеизложенного следует, что барометрические высотомеры предназначены для измерения высоты полета $ВС$ относительно поверхности, атмосферное давление которой установлено на барометрической шкале прибора. Барометрические высотомеры измеряют только одну высоту – относительную, относительно того давления, которое выставлено на шкале давлений. Это конструктивная особенность барометрических высотомеров. Остальные высоты – это высоты, принятые по соглашению.

В гражданской авиации принято классифицировать индицируемые барометрическими высотомерами высоты по отношению к уровню их начала отсчета.

Уровень начала отсчета устанавливается шкалой давлений. Если шкала давления установлена на значение, соответствующее давлению аэродрома вылета или посадки, такая высота называется относительной. Если шкала давления установлена на значение соответствующее давлению на уровне моря, такая высота называется абсолютной, если на давление 760 мм рт. ст. (1013,2 гПа) – такая высота называется условно барометрической. По ней выдерживаются заданные эшелоны полета.

Механические высотомеры ценятся за простоту и высокую надежность, на самолетах ГА используются в качестве основных или резервных приборов. Для удобства пользования шкалы высотомеров снабжены электрическим подсветом, поэтому в обозначении высотомеров добавляются буквы «ПБ» – подсвет белый. Ниже приводится краткое описание механических высотомеров воздушных судов гражданской авиации.

Высотомер механический ВМ-15ПБ (рис. 3.4,а) предназначен для измерения и индикации барометрической высоты в диапазоне 0...15 000 м при установке начального давления p_3 600...800 мм рт. ст.

Шкала высотомера с диапазоном 0...1000 м, цена деления для большой стрелки – 10 м, для малой – 100 м. Шторка плавно и одновременно со стрелками открывает белый сектор, начиная с цифры «0».

Высотомер ВМ-15ПБ имеет индекс и рукоятку для установки заданной высоты.

Высотомер механический ВМФ-50ПБ (рис. 3.4,б) измеряет и индицирует барометрическую высоту от 0 до 50 000 футов при установке давления p_3 590...1050 мбар. Высотомер ВМФ-50ПБ имеет три стрелки. Один оборот узкой стрелки – соответствует 1000 футов, цена деления 20 футов, один оборот широкой стрелки – 10 000 футов, фигурной стрелки – 100 000 футов. Одновременно с фигурной стрелкой вращается диск, который на высоте полета менее 10 000 футов открывает полосатый предупредительный сектор.

Высотомер ВМФ-50ПБ имеет индекс для установки заданной высоты. ВМФ-50ПБ устанавливается на самолетах выполняющих полеты на международных авиалиниях.

Высотомер барометрический механический ВБМ-1ПБ (рис. 3.4,в) обеспечивает измерение и индикацию барометрической высоты в метрах в диапазоне

0...10 000 м при установке барометрического давления в диапазоне 700...1080 гПа. Индикация высоты осуществляется двумя стрелками. Узкая стрелка индицирует высоту в метрах (цена деления 10 м), широкая – в километрах (цена деления 100 м).

Принцип действия основан на восприятии anerоидом атмосферного давления, меняющегося с высотой полета. При изменении давления деформация anerоидной коробки преобразуется при помощи кривошипно-шатунного механизма и зубчатых колес во вращательное движение, которое передается на стрелки индикатора высоты.

Точность измерения и индикации высоты при стандартных условиях: на высотах 0...4500 м – ± 10 м, на высотах 4500...10 000 м – ± 30 м.

Значение заданной высоты эшелона устанавливается вращением кремальеры с помощью механического индекса – треугольника.

Барометрический механический ВБМ-2ПБ (рис. 3.4,з) предназначен для измерения и индикации барометрической высоты полета в метрах, в диапазоне 0...15 000 м. Индикация высоты осуществляется с помощью двух стрелок и одноразрядного счетчика. Большая стрелка индицирует метры, маленькая – километры.

На высоте полета более 10 км на счетчике появляется цифра 10.

Ввод давления производится кремальерой P_3 , индикация давления осуществляется с помощью четырехразрядного счетчика.

Диапазон вводимых давлений – 700...1080 гПа.

Высотомеры ВБМ-1ПБ и ВБМ-2ПБ имеют встроенный вибратор, который обеспечивает снятие момента трения покоя. Электропитание вибратора осуществляется постоянным током напряжением 27 В.

Высотомер барометрический ВБ-10ПБ измеряет и индицирует относительную высоту в диапазоне –500...10 000 м, при установке атмосферного давления кремальерой P_3 в диапазоне 560...806 мм рт. ст. (746,6...1074,5 гПа).

Электропитание высотомера осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током напряжением ≈ 115 В частотой 400 Гц.

Принцип действия основан на измерении статического давления блоком anerоидов. Движение anerоидов и вращение кремальеры давления суммируется на ре-

дукторе и передается на указатель со шкалой от 0 до 1000 м, ценой деления 10 м. Индикация относительной высоты осуществляется с помощью двух стрелок.

Подсвет прибора осуществляется переменным напряжением ≈ 6 В.

Сигнал $H_{отн}$ в виде переменного тока с СКТ (синусно-косинусный трансформатор) высотомера ВБ-10ПБ выдается самолетным потребителям, а также в систему контроля канала измерения высоты.

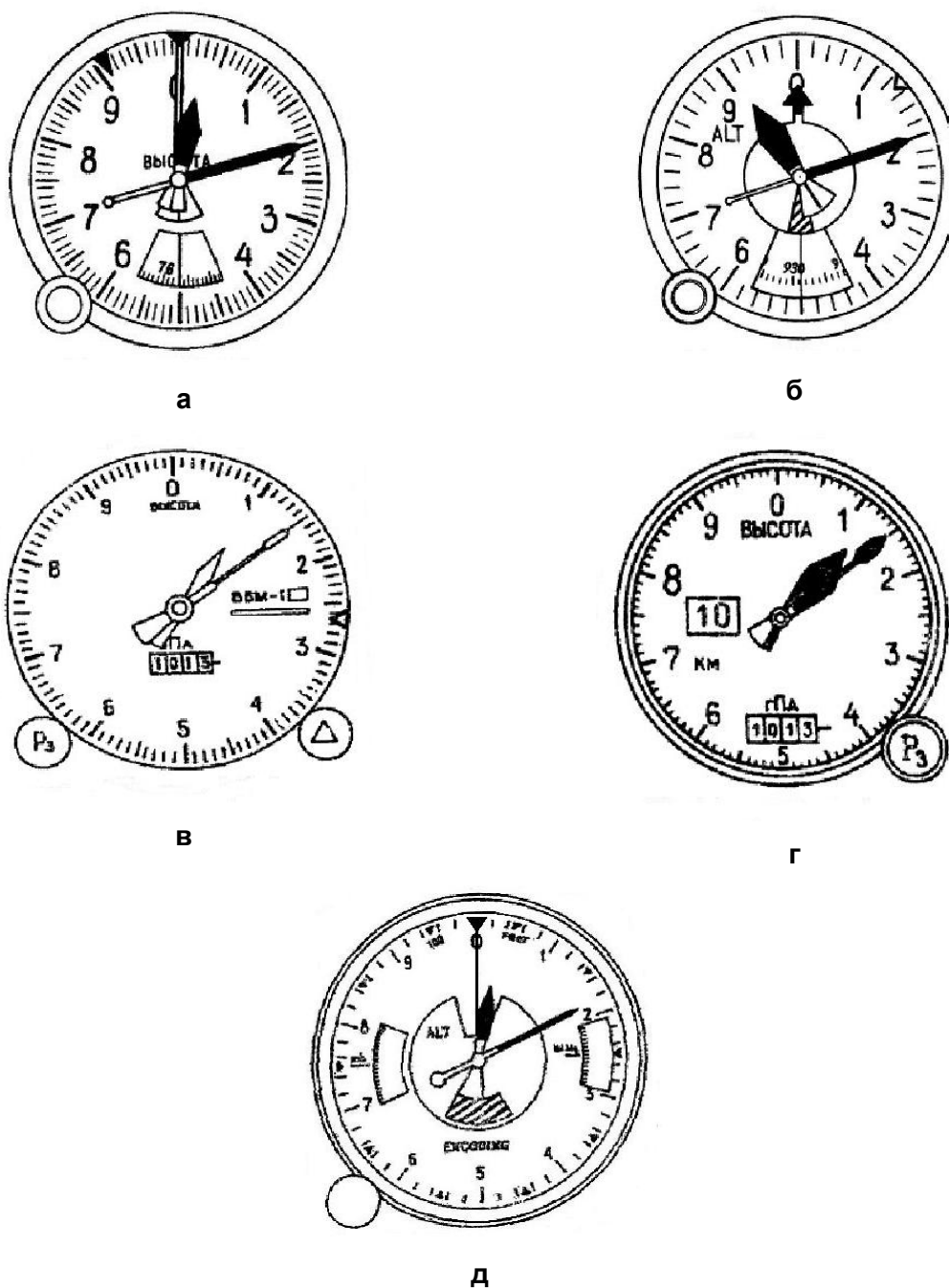


Рис. 3.4. Лицевые панели высотомеров:

- а – высотомер ВМ-15; б – высотомер ВМФ-50; в – высотомер ВБМ-1ПБ; г – высотомер ВБМ-2ПБ;
- д – высотомер КЕА-130А

За последние годы наметилась тенденция на российских воздушных судах устанавливать барометрические высотомеры американского производства фирмы «BENDIX KING».

Кодирующий высотомер КЕА-130А (рис. 3.4,д) обеспечивает измерение и индикацию барометрической высоты в футах в зависимости от установленного уровня давления и выдачу электрического сигнала высоты в коде ICAO потребителям.

Статическое давление воздуха поступает в герметичный корпус и воспринимается анероидом. Поступательное перемещение верхнего центра анероида механически преобразуется во вращение стрелок указателя высоты и смещение подвижного контакта потенциометра. Электрический сигнал потенциометра с помощью модуля преобразователя «аналог-код» преобразуется в цифровой код высоты ICAO. Код высоты соответствует сигналу высоты по уровню стандартного давления $H_{абс}$ и не зависит от уровня установленного давления на приборе. Код высоты выдаётся в метеолокатор, в навигационную систему, бортовой ответчик КТ-76С (самолет М-101Т).

Индикация текущей высоты полёта осуществляется двумя стрелками в диапазоне 0...35 000 футов. Один оборот узкой стрелки соответствует 1000 футам, цена деления 20 футов, один оборот широкой стрелки – 10 000 футов. Полосатый сектор на шкале индикатора появляется на высотах меньше 10 000 футов. Ввод атмосферного барометрического давления осуществляется вручную, вращением кремальеры. Значения давления индицируются одновременно по двум шкалам в диапазоне 28,1...31 дюйма и 946...1050 мбар соответственно.

Кодирующий высотомер АК-350 выполняет функции датчика высоты, выдает сигнал барометрической высоты в коде ICAO в самолетный ответчик Garzmin GTX-327 (самолет Як-18Т сер. 36).

Индикация высоты и давления отсутствует.

Электромеханические высотомеры являются дальнейшим усовершенствованием механических высотомеров и обладают повышенной точностью измерения барометрической высоты.

Высотомер УВИД-30-15ПБ предназначен для измерения и индикации относительной барометрической высоты полета, выдает сигналы относительной высоты ($H_{\text{отн}}$) и «+27 В» установки давления $p_0 = 760$ мм рт. ст. в самолетный ответчик СОМ-64М, МСРП-64М-6.

Работает в комплекте с блоком усиления и питания БУ. Электропитание осуществляется постоянным током напряжением 27 В и переменным током напряжением ≈ 115 В частотой 400 Гц.

Диапазон измерения высоты 500...15 000 м, давления – 590...806 мм рт. ст.

Принцип действия. Статическое давление поступает в герметичный корпус прибора и воспринимается блоком анероидных коробок. При изменении атмосферного давления деформация коробок преобразуется индуктивным датчиком в электрический сигнал, который усиливается и обрабатывается следящим приводом. Шкала указателя от 0 до 1000 м, цена деления 10 м. Счетчик высоты индицирует десятки тысяч, тысячи, сотни и десятки метров.

Индикация высоты осуществляется по четырехразрядному счетчику, сотни и десятки метров дублируются стрелкой.

На лицевой панели индикатора установлен красный сигнализатор, который включается в начале и в конце диапазона ввода атмосферного давления у земли и в случае отсутствия электропитания ≈ 115 В 400 Гц.

***Примечание.** Запрещается вращать кремальеру давления, а также пользоваться показаниями прибора при включенном светосигнализаторе.*

Электромеханический высотомер УВИД-15ФПБ измеряет и индицирует относительную высоту от 0 до 50 000 футов при установке начального давления p_0 от 787 до 1075 мбар.

Электропитание УВИД-15ФПБ осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током 115 В частотой 400 Гц.

Шкала указателя от 0 до 1000 футов, цена деления 10 футов. Счетчик высоты индицирует десятки тысяч, тысячи, сотни и десятки футов.

При отсутствии электропитания ≈ 115 В частотой 400 Гц на указателе включается красный светосигнализатор.

Запрещается вращать кремальеру давления при горящем светосигнализаторе, а также при выключенном электропитании прибора.

Электромеханический высотомер ВЭМ-72ПБ (рис. 3.5) измеряет и индицирует относительную высоту в диапазоне $-500 \dots 15\,000$ м при установке атмосферного давления земли p_3 от 590 до 806 мм рт. ст.

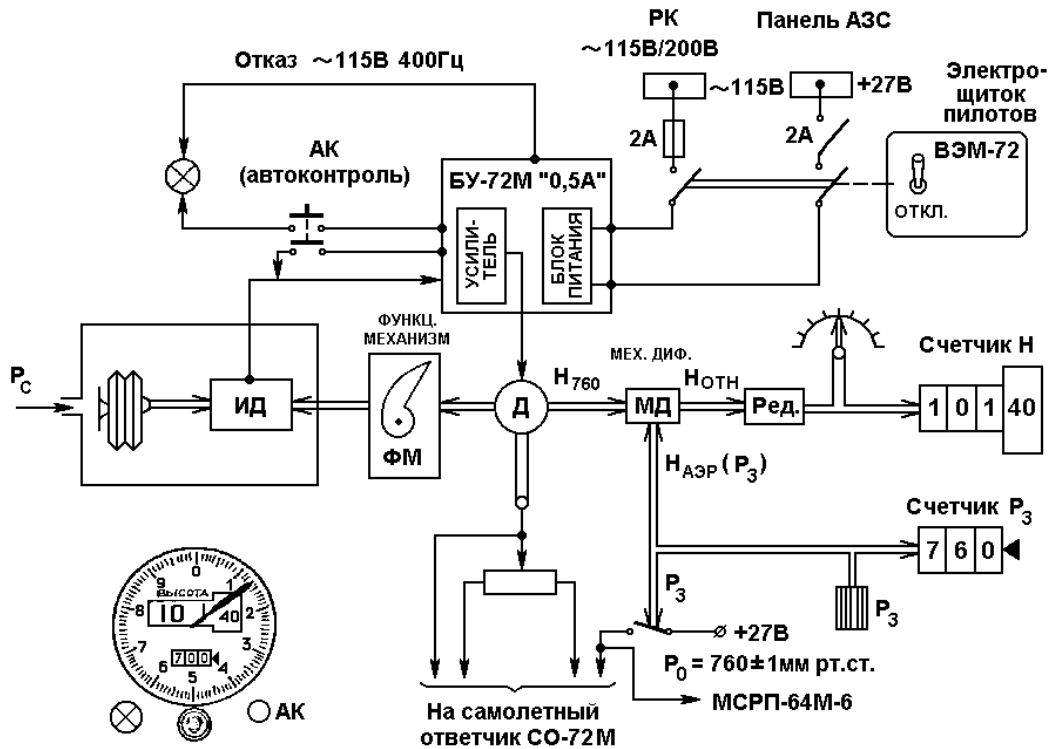


Рис. 3.5. Функциональная схема высотомера ВЭМ-72ПБ

Электропитание ВЭМ-72ПБ осуществляется постоянным током напряжением 27 В, переменным током 115 В частотой 400 Гц.

Шкала указателя от 0 до 1000 м, цена деления 10 м. Счётчик высоты индицирует тысячи, сотни и десятки метров.

При установке стандартного давления $p_0 = 760 \pm 1$ мм рт. ст. с указателя выдаётся сигнал (+27 В) в самолётный ответчик и в МСРП-64М-6. Кроме того, в самолётный ответчик выдаётся сигнал высоты H_{760} независимо от установленного давления.

При отсутствии электропитания 115 В 400 Гц на указателе включается красный светосигнализатор.

Высотомер ВЭМ-72ПБ имеет встроенный контроль работоспособности. При включенном питании установите стрелки на нуль высоты, нажмите кнопку «АК» (автоконтроль), расположенную на указателе. При этом показания высоты увеличиваются на 150 ± 40 м и включается светосигнализатор. При отпускании кнопки показания должны вернуться в исходное положение с вариацией ± 10 м, а светосигнализатор погаснуть.

ВБЭ-СВС – прецизионный высотомер барометрический электронный, нового поколения, совмещает функции измерения высоты и системы сигнализации отклонения от высоты эшелонирования. Разработан в соответствии с требованиями EURO CONTROL по вопросу RVSM предприятием авиаприборостроения «Восход».

ВБЭ-СВС предназначен для:

- измерения и индикации барометрической высоты в метрах или футах с учетом аэродинамических поправок по высоте и скорости полета;
- световой и звуковой сигнализации об отклонении от заданной высоты эшелона в диапазоне 60...150 м (200 – 500 футов);
- выдачи электрических сигналов барометрической высоты $H_{абс}$, $H_{отн}$, $H_{эш}$, сигнала установки стандартного давления $p_{стд} = 1013,2$ гПа потребителям: самолетный ответчик, устройство регистрации, спутниковые навигационные системы.

Основные технические данные высотомера ВБЭ-СВС:

Диапазон статического давления, подаваемого в высотомер, соответствует измеряемой высоте – от –550 до 15 000 м (–1800...50 000 футов).

Диапазон задания и индикации атмосферного давления у земли – 700...1080 гПа.

Диапазон задания и индикации высоты эшелона – 300...12 100 м (1000...41 000 футов).

Диапазон полного давления, подаваемого в высотомер, соответствует приборной скорости до 700 км/ч для ввода аэродинамических поправок.

Погрешность измерения и индикации относительной барометрической высоты при выставленном давлении у земли 1013,2 гПа не превышает 10 – 15 м в диапазоне высот 0...4500 м, 20-25 м – 4500...12 100 м.

Высотомер нормально работает при температурах окружающей среды от –20 до 55 °С.

Погрешность выдачи сигналов об отклонении от заданной высоты эшелона не превышает ± 10 м (± 30 футов) в диапазоне рабочих температур.

Электропитание осуществляется от электросети постоянного тока напряжением 27 В.

Время готовности после включения электропитания не превышает 1 мин и 3 мин при отрицательных температурах.

Принцип действия высотомера основан на использовании зависимости изменения атмосферного давления от изменения высоты, т.е. измеряя уровень давления, можно определить барометрическую высоту, на которой производилось измерение атмосферного давления. Для ввода аэродинамических поправок по скорости на различных высотах дополнительно измеряется полное давление. Ввод программы компенсации поправок осуществляется доработкой бортовых цепей самолета. Измерения полного и статического давлений производятся датчиками давлений генераторными ДДГ, которые преобразуют измеряемые давления в частотные сигналы (рис. 3.6).

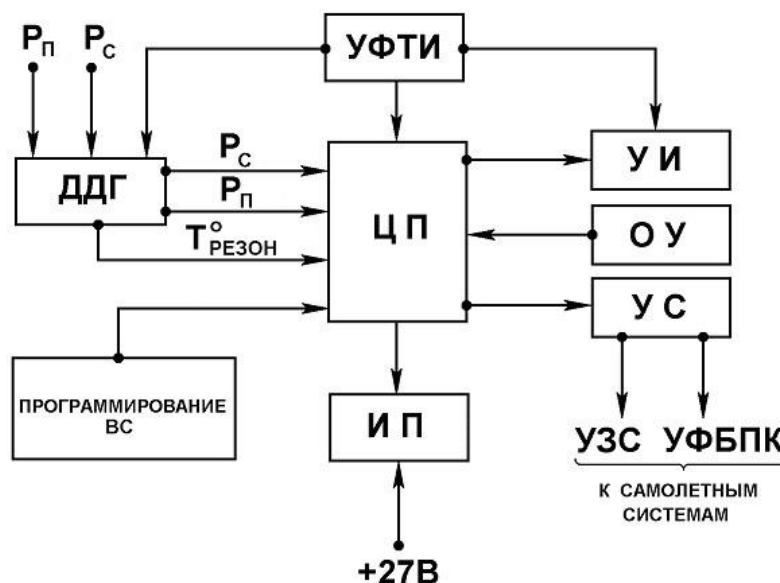


Рис. 3.6. Структурная схема высотомера ВБЭ-СВС:

ДДГ – датчик статического и полного давлений; ЦП – центральный процессор; ОУ – органы управления (кнопки и фотодатчик); УИ – устройство индикации; УФТИ – устройство формирования тактовых импульсов; ИП – источник питания; УС – устройство связи с самолетными системами; УФБПК – устройство формирования биполярного кода; УЗС – устройство звуковой сигнализации

Принцип действия датчиков основан на использовании колебаний механического резонатора с перестраиваемой собственной частотой под действием измеряемых давлений. Чувствительный элемент представляет собой тонкостенный

резонатор цилиндрической формы, заваренный в корпус. Между внутренней полостью корпуса и наружной стенкой резонатора создается вакуум для измерения абсолютного давления. При подаче давления во внутреннюю полость резонатора изменяется его жесткость и, следовательно, собственная частота колебаний. Колебания резонатора возбуждаются, поддерживаются при помощи двух электромагнитных обмоток возбуждения и обратной связи, включенных в схему автогенератора (усилитель-ограничитель). Схема работает в режиме автоколебаний на частоте собственного резонанса. Измерение температуры резонатора, от которой зависит его частота, выполняется приемником температуры.

Сигналы с датчиков давления в виде частоты (периода) следования электрических импульсов напряжения (f), пропорциональных давлению, и сигнал в виде напряжения постоянного тока, функционально связанный с температурой резонатора, поступают на вычислитель – центральный процессор. Вычислитель управляет работой всех устройств высотомера, преобразует и обрабатывает входную информацию от датчиков давления и органов управления ОУ, реализует алгоритмы вычисления текущей высоты $H_{абс}$, $H_{отн}$, $H_{эш}$. Электрические сигналы $H_{абс}$ и $H_{отн}$ автоматически корректируются с учетом аэродинамических поправок. Выходные сигналы вычислителя преобразуются в цифровой код и подаются для отображения на экране устройства индикации высотомера, звуковой сигнализации УЗС и в самолетные системы.

В состав органов управления входят три кнопки и фотодатчик. Кнопка «ВЫБОР» (слева) на индикаторе с фиксированной функцией; последовательным нажатием кнопки осуществляется переключение режимов высотомера в соответствии с алгоритмами (рис. 3.7).

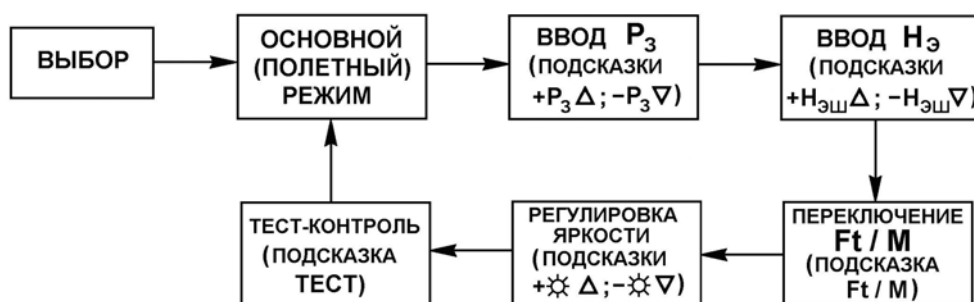


Рис. 3.7. Алгоритм выбора работы высотомера ВБЭ-СВС

Две кнопки (справа) управляют высотомером в выбранном режиме. Около кнопок появляются сопровождающие надписи – подсказки и пиктограммы.

В высотомере предусмотрена ручная установка уровня яркости с автоматической подрегулировкой в диапазоне 0...100 % в зависимости от уровня внешнего освещения, воспринимаемого фотодатчиком. Желаемая яркость шкалы устанавливается и поддерживается автоматически при изменении внешнего освещения.

Индикация параметров в высотомере производится на жидкокристаллическом цветном матричном индикаторе в виде цифровых счетчиков. Индикация параметров $H_{отн}$, $H_{эш}$, p_z , шкала и стрелка выполнены белыми на черном фоне, а при измерении в футах – на зеленом. Шкала высоты оцифрована от 0 до 1000 м с ценой деления 10 м (30 футов). По шкале перемещается стрелка с дискретностью 5 м, дублирует значение трех младших разрядов счетчика $H_{отн}$ и определяет тенденцию изменения высоты. При значениях относительной барометрической высоты менее 1000 м (менее 3000 футов) на счетчике $H_{отн}$, на месте старшего разряда, появляется визуальный сигнал в виде «Зебры» (прямоугольника, заполненного диагональными черно-белыми полосами). При отрицательном значении барометрической высоты на счетчике $H_{отн}$ появляется знак «минус», изображение стрелки пропадает.

Счетчик заданной высоты эшелона от –300 до 12 000 м (–1000...41 000 футов) с дискретностью 100 м (500 футов).

Счетчик атмосферного давления у земли от 700 до 1080 гПа имеет дискретность 1 гПа. Выработанные в вычислителе сигналы $H_{абс}$, $H_{отн}$, $H_{эш}$ преобразуются в цифровой код и через устройство связи выдаются в самолетные системы.

В процессе работы вычислитель формирует разовые сигналы выставки стандартного давления $p_{стд} = 1013,2$ гПа и отклонения от заданной высоты эшелона $\Delta H_{эш}$. Сигналы $\Delta H_{эш}$ обеспечивают визуальную сигнализацию на индикаторе отображением световой рамки вокруг счетчика $H_{эш}$.

При отклонении от заданной высоты эшелона менее 60 м (200 футов) счетчик $H_{эш}$ находится в обрамлении рамкой серого цвета. При отклонении от заданной высоты эшелона в пределах 60...150 м (200...500 футов) цвет рамки изменяется на желтый и рамка переходит в режим мигания с частотой 2,6 Гц. При отклонении более чем на 150 м (500 футов) – желтая рамка горит постоянно.

При входе в зону отклонения и при выходе из нее высотомер выдает электрический сигнал для звуковой сигнализации в самолетное переговорное устройство: при выходе из зоны отклонения от заданной высоты 60 м (200 футов) звуковой сигнал длительностью 1,5 с частотой 800 ± 80 Гц, при входе в зону 150 м (500 футов) в виде двух коротких сигналов длительностью 120 мс каждый с интервалом 60 мс.

Полная логика работы сигнализации об отклонении от заданной высоты эшелона приведена на рис. 3.8.

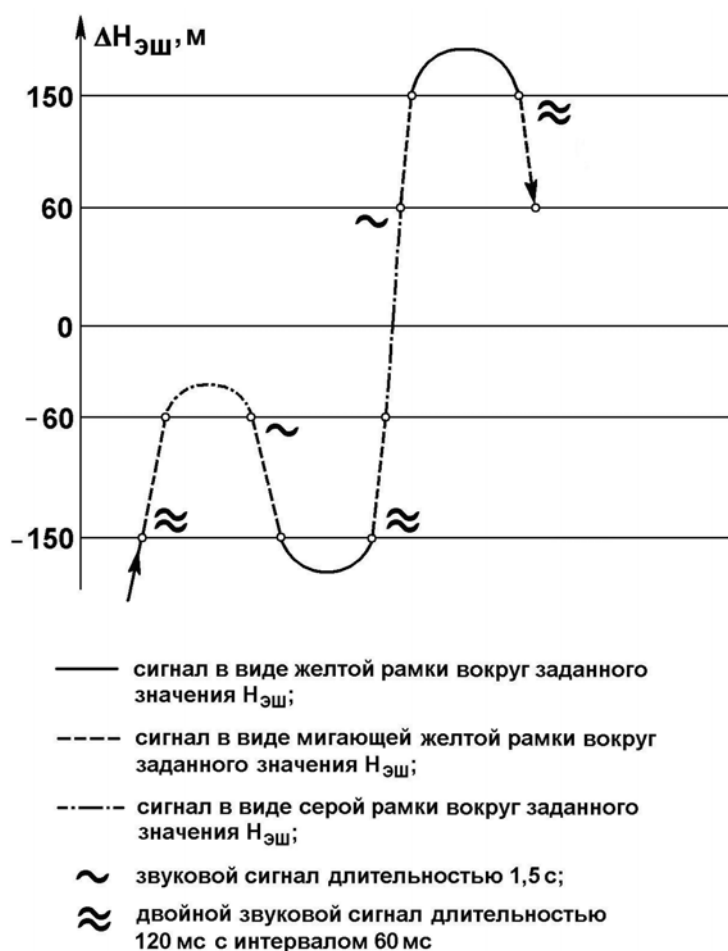


Рис. 3.8. Последовательность выдачи сигналов об отклонении $\Delta H_{эш}$

Управление режимами работы высотомера осуществляется кнопками на лицевой панели, функция кнопки высвечивается текстом и пиктограммами в угловых полях экрана для конкретного режима.

Нажатием и отпусканием кнопки «ВЫБОР» высотомер переводится по кольцу выбора режимов в следующем порядке: основной (полетный) режим,

ввод значения p_3 , ввод значения $H_{\text{эш}}$, переключение индикации шкал «Ft/M» в метровом или футовом измерении (м, ft), регулировки яркости, тест-контроля, основной (полетный) режим и т.д. Переход в основной (полетный) режим осуществляется по кольцу выбора режимов или автоматически при невыполнении оператором действий в течение последних 20 с. Индикация выбранного режима осуществляется подсветкой на голубом фоне счетчика или функций кнопок, с которыми предполагается манипулировать.

При вводе давления p_3 активируются две кнопки справа на индикаторе, сопровождающиеся индексами-подсказками «+P₃, Δ» и «-P₃, ∇». Манипуляцией кнопок выставляется требуемое значение p_3 . Для перегона счетчика p_3 на большую величину кнопку следует удерживать в нажатом состоянии. Для быстрой установки значения $p_3 = 1013,2$ гПа необходимо нажать на обе кнопки.

При вводе высоты эшелона $H_{\text{эш}}$ активизируются те же кнопки, сопровождаемые индексами-подсказками «+H_{эш}, Δ» и «-H_{эш}, ∇». После ввода высоты $H_{\text{эш}}$ только в полетном режиме автоматически активизируется кнопка, сопровождаемая индексом-подсказкой «СБРОС H_{эш}», нажатием на эту кнопку происходит отключение режима сигнализации об отклонении от эшелона, на счетчике $H_{\text{эш}}$ устанавливается значение «00».

При вводе нового значения $H_{\text{эш}}$ режим индикации заданного значения, сигнализация $\Delta H_{\text{эш}}$ и выдача сигналов потребителям восстанавливаются. В режиме переключения ft/м активизируется кнопка, сопровождаемая индексом-подсказкой «Ft/M», высотомер переводится из метрового режима в футовый. Цвет шкалы высотомера изменяется на зеленый, надпись «ВЫСОТА» на «ALT», размерность м на ft. Переход футового режима в метровый осуществляется аналогично.

В режиме регулировки яркости экрана активизируются кнопки, сопровождаемые индексами-подсказками «+☀, Δ», «-☀, ∇». Текущая величина яркости экрана в процентах отображается в левом верхнем углу экрана.

В режиме запуска «ТЕСТ – КОНТРОЛЬ» активизируется кнопка, сопровождаемая индексом-подсказкой «ТЕСТ». Нажатием этой кнопки высотомер переводится в режим «ТЕСТ – КОНТРОЛЬ». Режим «ТЕСТ – КОНТРОЛЬ» может быть выполнен при нахождении самолета на земле, т.е. наличии сигнала

«ОБЖАТИЕ ШАССИ». В полете включение режима «ТЕСТ – КОНТРОЛЬ» блокируется и исключается из меню выбора режимов.

После запуска режима «ТЕСТ – КОНТРОЛЬ» выполняется визуальный тест экрана и формируется звуковой сигнал частотой 800 Гц длительностью 1,5 с, после этого на экране высотомера отображается картинка «ТЕСТ – КОНТРОЛЯ» с вертикальной надписью «ТЕСТ», отображаются контрольные значения параметров. В левом верхнем углу экрана индицируется номер программы компенсации, на счетчике $H_{ЭШ}$ – значение «00», на счетчике $H_{ОТН}$ – значение «12100», на счетчике p_3 – значение «1013», в правом нижнем углу экрана надпись-подсказка «ВЫХОД» для перевода высотомера в рабочий режим (рис. 3.9).

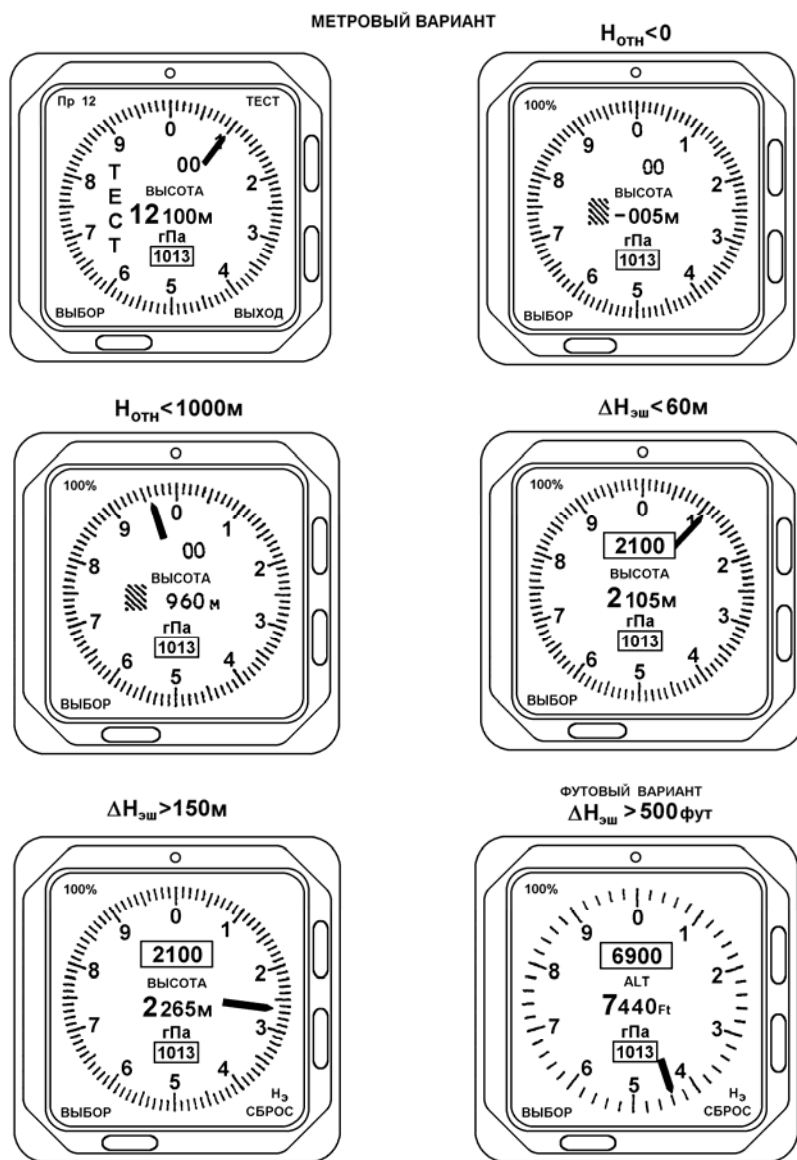


Рис. 3.9. Индикация высотомера ВБЭ-СВС на различных этапах полета

При включении электропитания выполняется полный автоматический контроль исправности узлов и электронных схем высотомера.

При их исправности выполняется визуальный тест экрана, который позволяет проверить качество и нормальную работу жидкокристаллического индикатора. При визуальном тесте по черному полю экрана «движется» слева направо вертикальная белая полоса, после ее прохождения черный цвет экрана заменяется синим. При этом на поле цветов не должно быть сплошных полос, границы раздела между цветовыми полями должны иметь вид равных вертикальных линий. После завершения визуального теста высотомер выдает звуковой сигнал частотой 800 Гц длительностью 1,5 с, затем отображается текстовая информация об исправности высотомера «программа компенсации» (для каждого типа самолета индивидуально).

3.3. Погрешности барометрических высотомеров

Погрешности высотомеров подразделяются на три основных вида: инструментальные, аэродинамические и методические.

Инструментальные погрешности обусловлены качеством изготовления и состоянием самого прибора, точностью технологических процессов сборки, регулировки. В процессе эксплуатации состояние прибора изменяется, возникают люфты, трения, нарушается герметичность корпуса и т.д. Величина инструментальной поправки $\Delta H_{и}$ определяется в лабораторных условиях. Для этого показания эксплуатационного высотомера сравнивают с эталонным на каждом значении высоты эшелона, величины поправок заносятся в формуляр прибора, поправки могут быть перепроверены и уточнены, если имеются жалобы экипажа.

Аэродинамические погрешности связаны с особенностями обтекания воздушным потоком мест установки приёмного отверстия статического давления. Искажения возникают за счёт завихрения и уплотнения перед приёмником статического давления. Величина аэродинамической поправки $\Delta H_{а}$ определяется при лётных испытаниях самолёта, зависит от типа и места установки приёмников, приводится в РЛЭ для этого самолёта. В лабораторных условиях составляются

бортовые таблицы эшелонирования с учётом суммарных поправок на каждый высотомер, $\Delta H_{\Sigma} = \Delta H_{и} + \Delta H_{а}$ (табл. 2). Заданная высота эшелона должна выдерживаться с точностью не хуже ± 30 м, если суммарная поправка меньше 30 м, то она не учитывается.

Таблица 2

Бортовая таблица поправок

РАСЧЕТ ПОКАЗАНИЙ ВЫСОТОМЕРА С УЧЕТОМ СУММАРНЫХ ПОПРАВОК				
ВЫСОТОМЕР ТИП ВБМ-1ПБ №				
САМОЛЕТ ТИП №				
ТИП ПРИЕМНИКА СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ				
ДАТА ПРОВЕРКИ				
ВЫСОТА ЭШЕЛОНА	ПОПРАВКА ИНСТРУМ.	ПОПРАВКА АЭРОДИНАМИЧ.	СУММАРНАЯ ПОПРАВКА	ВЫСОТА ПО ПРИБОРУ
$H_{эш}$ (м)	$\Delta H_{и}$ (м)	$\Delta H_{а}$ (м)	ΔH_{Σ} (м)	$H_{пр} = H_{эш} - \Delta H_{\Sigma}$
1	2	3	4	5
1800 / 5900				
2100 / 6900				
2400 / 7900				
2700 / 8900				
..... /				
7500 / 24500				
ПРОВЕРКУ ВЫСОТОМЕРА ПРОИЗВЕЛ _____				
РАСЧЕТ ПРОИЗВЕЛ _____				

Для высотомера ВБЭ-СВС таблицы не предусмотрены, так как инструментальные и аэродинамические поправки незначительны. При пилотировании высоту эшелона следует выдерживать по высотомеру ВБЭ-СВС, то есть по его значению без учёта поправок.

Для всех других высотомеров сумма инструментальной и аэродинамической поправок сведены в общую таблицу эшелонирования, расположенную рядом с прибором (рис. 3.10). Согласно существующим правилам полётов при пилотировании по высотомеру ВБМ-1ПБ производится осреднение показаний двух высотомеров, например ВБЭ-СВС и ВБМ-1ПБ, в одних единицах измерения (м), следует выдерживать высоту эшелона с учётом расчётной величины осреднённой поправки.

Показание Н ВБМ-1ПБ	
Н _{ЭШ} (м)	Н _{ПРИБ} (м)
1800	
2100	
2400	
2700	
3000	
7500	

Рис. 3.10. Трафарет для
высотомера ВБМ-1ПБ

Методические погрешности обусловлены методикой, положенной в основу измерения барометрической высоты и приборной скорости. Расчёт и тарировка шкалы прибора предусматривают стандартный уровень давления атмосферы $p_{\text{std}} = 760$ мм рт. ст. (1013,25 гПА, 29,92 дюйма рт. ст.), температуру окружающей среды $T_{\text{Н.В}} = 15$ °С. Высотомер измеряет барометрическую высоту как разницу давлений между начальным уровнем $p_{\text{аэр}}$, p_{760} , p_{1013} и тем давлени-

ем, которое окружает высотомер. Эта разница давлений переводится в значение высоты. По высотомерам принята барометрическая ступень измерения высоты и давления, то есть на каждые 11 м высоты атмосферное давление изменяется на 1 мм рт. ст.

Фактические условия атмосферы отличаются от стандартных, поэтому при эксплуатации высотомеров необходимо учитывать в методических погрешностях высотомеров:

- разницу начальных давлений, что учитывается перед вылетом установкой давления аэродрома вылета, перед посадкой – давления аэродрома посадки;
- температурную погрешность, учитываемую при навигационных расчётах.

При температурах воздуха у земли ниже 15 °С, плотность воздуха увеличивается, барометрическая ступень уменьшается. Так, при изменении давления на 100 мм рт. ст. прибор индицирует барометрическую высоту 1100 м вместо ~ 1000 м. Следовательно, высотомер завышает барометрическую высоту. Поэтому особенно опасны полёты в холодное время года на малых высотах и в горных районах.

При температурах воздуха у поверхности земли выше 15 °С высотомер занижает показания. Для выдерживания самолёта на барометрической высоте полёта необходимо учитывать:

- температурную поправку ΔH_t ;

– погрешность, возникающую за счёт изменения рельефа пролетаемой местности.

При полёте над земной поверхностью барометрический высотомер не учитывает рельеф, индицирует высоту относительно той изобарической поверхности, уровень давления которой установлен по барометрическому счётчику.

3.4. Датчики высоты

Датчики высоты предназначены для формирования и выдачи сигналов текущей высоты $H_{абс}$ и ΔH – отклонения текущей барометрической высоты от заданной в системы автоматического управления.

Корректор высоты КВ-11 представляет собой электрическую следящую систему (рис. 3.11).

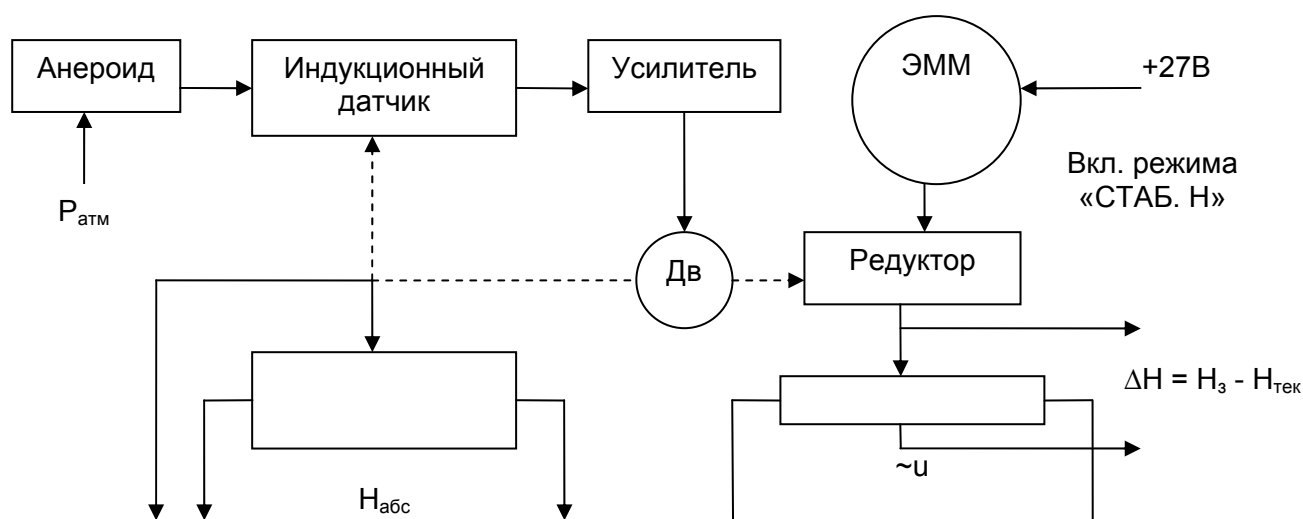


Рис. 3.11. Функциональная схема корректора высоты КВ-11

Изменение атмосферного давления воспринимается блоком aneroidных коробок. Их деформация передается на рамку индукционного датчика, сигнал рассогласования усиливается и обрабатывается двигателем. Он перемещает основания с обмотками индукционного датчика до согласованного положения с рамкой и одновременно щетки потенциометров. С одного снимается сигнал текущей высоты $H_{абс}$, с другого при включенной электромагнитной муфте ЭММ, то есть режима «Стаб. Н», – сигнал отклонения текущей высоты от заданной

$\Delta H = H_3 - H_{\text{тек}}$. Сигнал ΔH выдается в вычислители автоматических систем, которые рассчитывают управляющий сигнал по тангажу на управление рулем высоты (автопилот АП-40, АП-28, БСУ-3П).

Корректор высоты КВ-16-1 по выполняемым функциям аналогичен корректору высоты КВ-11.

При изменении высоты атмосферного давления блок анероидов через электромагнитную муфту перемещает рамку относительно обмоток возбуждения индукционного датчика, жестко закрепленного на корпусе. Сигнал рассогласования, пропорциональный ΔH , усиливается, преобразуется и выдается в вычислители на управление рулем высоты.

При обесточивании электромагнитной муфты деформация анероидов не передается на рамку индукционного датчика, при этом рамка застопорена в нейтральном положении относительно обмоток возбуждения электромагнитным фиксатором. Для включения режима стабилизации высоты необходимо при работающем автопилоте нажать на пульте управления кнопку-лампу «Стаб. Н». С этого момента напряжение 27 В подается на электромагнитную муфту фиксатора, рамка индукционного датчика связывается с анероидом и отслеживает изменение барометрической высоты полета.

В приборе предусмотрен зуммер – двигатель с редуктором и кулачковым эксцентриком. Вибрация анероидных коробок с редуктором значительно уменьшает трение покоя и увеличивает чувствительность измерительной схемы. Погрешность прибора составляет на высотах 1000 м – ± 5 м, на 10 000 м – ± 10 м.

Корректор высоты КВ-16-1 входит в комплект системы автоматического управления САУ-42, АБСУ-134А.

Корректор заданной высоты КЗВ-0-15 является датчиком сигналов ΔH в системы автоматического управления САУ-1Т-2-62, САУ-1Т-2Б-76, САУ-1Т-2-86, АБСУ-154-2, САУ-3-4 (Ан-124-100).

ДВБП-13 – потенциометрический первичный измерительный преобразователь барометрической высоты, измеряет и выдает электрический сигнал, пропорциональный измеряемой высоте полета.

Принцип работы основан на преобразовании деформации анероидной коробки в электрический сигнал путем перемещения щеткодержателя со щеткой по обмотке потенциометра.

ДВБП-13 является датчиком сигналов высоты в бортовые системы регистрации параметров полета: МСРП-12-96, МСРП-64М-6, «Тестер-М», «Барс-БМ».

Диапазон измерения высоты $-250 \dots 15\,000$ м, с погрешностью измерения не более $\pm 3\%$ в диапазоне температур до $+60$ °С.

Электропитание осуществляется постоянным током напряжением $6,3 \pm 0,03$ В от преобразующего устройства регистратора.

3.5. Аэродинамические измерители скорости

Аэродинамический (манометрический) метод измерения воздушной скорости полета ВС основан на измерении разности между полным и статическим давлениями встречного потока воздуха ($p_{\text{п}} - p_{\text{с}}$). Давление $p_{\text{п}}$ и $p_{\text{с}}$ воспринимается приемниками воздушного давления, расположенными на наружной стороне фюзеляжа (рис. 3.3,б).

Аэродинамический метод позволяет измерить приборную, истинную скорости движения самолета относительно воздушной среды, а также число Маха и вертикальную скорость набора или снижения.

Приборная скорость – скорость, которую индицирует указатель скорости, проградуированный по разности между полным и статическим давлениями воздуха, полное давление $p_{\text{п}}$ берется с учетом сжимаемости воздуха:

$$V_{\text{пр}} \rightarrow p_{\text{п}} - p_{\text{с}}, V_{\text{пр}} = f(p_{\text{дин}}).$$

Приборную скорость, исправленную на инструментальную, аэродинамическую поправки и на сжимаемость, связанную с отличием давления воздуха от стандартного давления на уровне моря, называют индикаторной земной скоростью $V_{\text{инд}}$:

$$V_{\text{инд}} = V_{\text{пр}} + \Delta V_{\text{пр}} + \Delta V_{\text{аэр}} + \Delta V_{\text{сж}}.$$

В зависимости от полноты учета инструментальных и методических погрешностей при вычислении скорости появились наименования «индикаторная земная скорость» и «индикаторная скорость». Аэродинамическая поправка компенсирует погрешность места установки приемников давления $p_{п}$ и $p_{с}$, погрешности восприятия этих давлений и системы передачи давлений.

В технической литературе не делается различие между приборной и индикаторной скоростями. При теоретических расчетах имеют в виду индикаторную скорость. Приборная скорость является пилотажным параметром полета. На каждом этапе движения самолета нормами ИКАО присваиваются характерные значения приборной скорости полета. Числовые значения приборных скоростей утверждены руководством по летной эксплуатации на каждый тип самолета и должны быть выдержаны на этапах разбега, взлета, полета по маршруту, посадки в зависимости от центровки и массы самолета из условий обеспечения безопасности.

Существует стандартная номенклатура приборных скоростей. Основные из них:

- скорость принятия решения V_1 – это скорость разбега самолета, на которой возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета. Величина этой скорости устанавливается в РЛЭ;
- минимальная скорость отрыва $V_{\min \text{ отр}}$ устанавливается для всех принятых для взлета конфигураций самолета в диапазоне центровки, установленных руководством по летной эксплуатации. При этом угол атаки не должен превышать допустимое значение;
- скорость в момент подъема передней стойки шасси $V_{п.ст}$ – скорость начала отклонения штурвала в направлении «на себя» для увеличения угла тангажа на разбеге;
- безопасная скорость взлета V_2 должна быть не менее чем $1,2V_{св}$;
- скорость в момент начала уборки механизации на взлете V_3 ;
- скорость при полетной конфигурации на взлете V_4 . Она должна быть не менее чем $1,3V_{св}$;
- минимальная эволютивная скорость захода на посадку $V_{\min \text{ п}}$ – скорость, на которой при внезапном отказе критического двигателя должна

обеспечиваться возможность управления самолетом с помощью только аэродинамических органов управления;

- максимальная скорость захода на посадку $V_{ЗП \max}$;
- $V_{св}$ – скорость сваливания, минимальная скорость самолета при торможении до угла атаки $\alpha_{пред}$;
- $V_{св1}$ – скорость сваливания самолета при работе двигателей в режиме малого газа;
- $V_{\alpha_{доп}}$ – скорость при допустимом угле атаки при $n_y = 1$;
- $V_{\max \Theta}$ – максимальная эксплуатационная скорость. Эту скорость пилот в нормальной эксплуатации не должен превышать при всех режимах полета;
- $V_{\max \max}$ – расчетная предельная скорость. Она устанавливается исходя из возможности непреднамеренного ее превышения. При превышении этой скорости не исключается особая ситуация.

Приборная скорость измеряется механически автономными указателями скорости типа УС-450, УС-2, КУС-730/1100, электромеханическими УС-И, УСИМ-1.

Измерители приборной скорости применяются как пилотажные приборы, в связи с особой ролью приборной скорости, определяющей аэродинамику движения ВС, обладают повышенной надежностью, точностью, просты в эксплуатации.

УС-2 – указатель приборной скорости измеряет и индицирует текущее значение $V_{пр}$ в диапазоне 80...800 км/ч, при цене деления 10 км/ч.

Каждый прибор оборудован встроенными лампами освещения белого цвета, питание их осуществляется переменным током напряжением 5,5 В 400 Гц.

Принцип действия указателя УС-2 основан на измерении манометрической коробки (МК) разности между полным и статическим давлением в полете с последующим преобразованием во вращательное движение стрелки (см. рис. 3.3,б).

Индикация приборной скорости осуществляется стрелкой по неподвижной шкале (рис. 3.12,а).

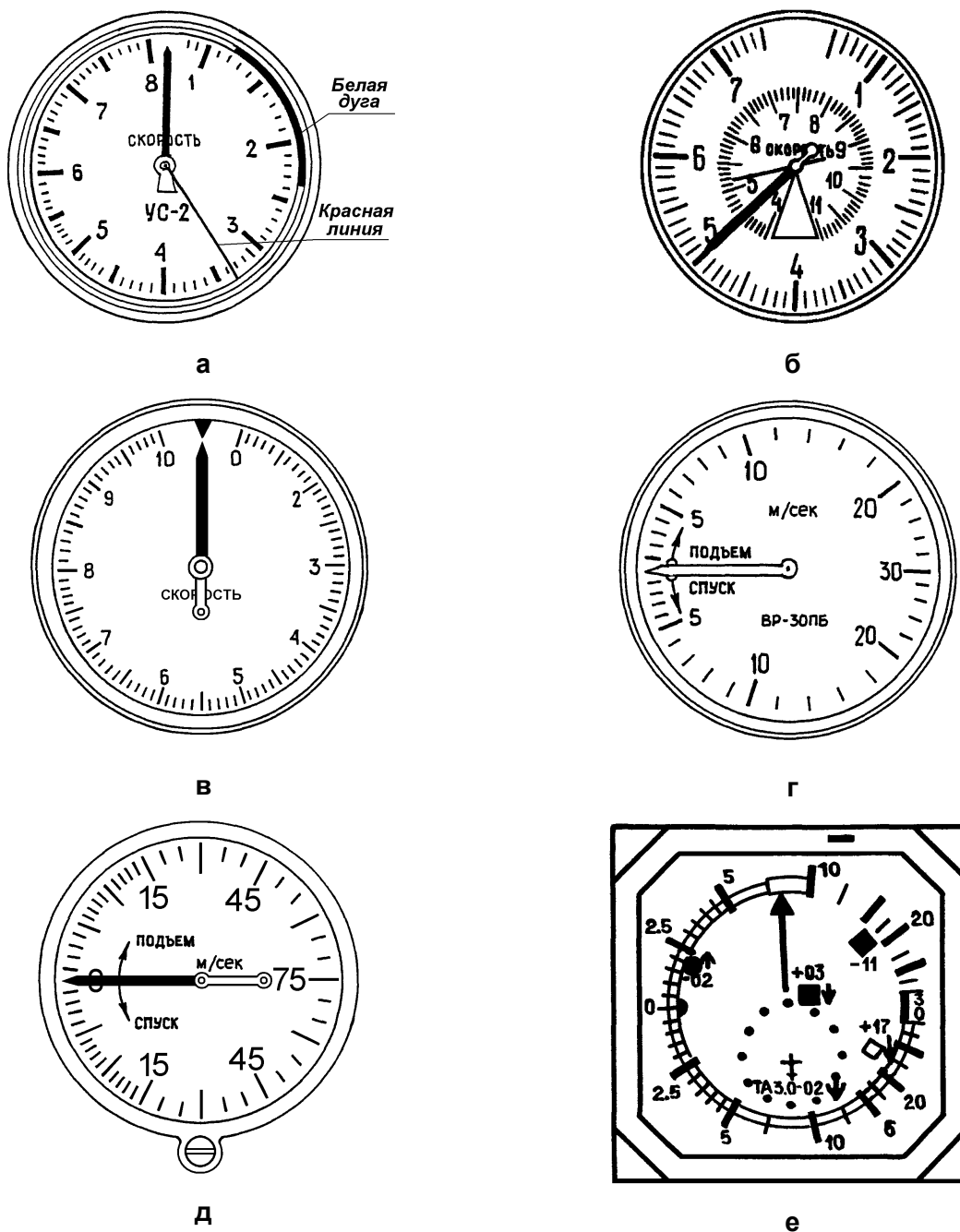


Рис. 3.12. Лицевые панели указателей скорости:

а – указатель скорости УС-2; б – указатель скорости КУС-730/1100; в – указатель скорости УС-И6; г – вариометр ВР-30ПБ; д – вариометр ВАР-75ПБ; е – комбинированный индикатор с электронным вариометром

Для удобства на шкале указателя имеются обозначения эксплуатационного диапазона приборных скоростей (скорости приведены для самолета М-101Т):

– дуга белого цвета с диапазоном эксплуатационных приборных скоростей от 120 до 235 км/ч для полетов с отклоненными закрылками при $\delta_3 = 35^\circ$ и выпущенном шасси ($V_{\min} = 120$ км/ч, $V_{\max} = 235$ км/ч);

– радиальная красная линия – максимальная эксплуатационная скорость
 $V_{\max} = 335$ км/ч.

Комбинированный указатель скорости КУС-730/1100 предназначен для измерения и индикации приборной (от 50 до 730 км/ч) и истинной скорости (от 400 до 1100 км/ч).

КУС-730/1100 используется в качестве основного указателя скорости на самолетах Як-40, Ан-24, Ан-26, Ил-76ТД.

На самолетах с автоматами тяги указатели КУС-730/1100 заменяются на УС-И6, входящий в комплект систем АБСУ-134А, АБСУ-154Б-2 или на УСИМ-1.

УС-И6 являются основными указателями приборной скорости, входят в состав автомата тяги.

Указатели УС-И6 выполняют три функции:

- измеряют и индицируют приборную скорость с помощью стрелки в диапазоне 150...1000 км/ч, цена деления 10 км/ч;
- индицируют заданную приборную скорость $V_{\text{зад}}$ с помощью индекса при включенном питании автомата тяги;
- выдают сигнал отклонения от заданной скорости $V_{\text{зад}}$ для управления тягой двигателей через автомат тяги.

Вертикальная скорость V_y – это вертикальная составляющая скорости движения самолета относительно Земли или скорости изменения высоты полета:

$$V_y = dH/dt.$$

Прибор, измеряющий вертикальную скорость самолета, называется вариометром.

Принцип действия вариометра основан на запаздывании выравнивания атмосферного давления внутри полости манометрической коробки МК и герметичного корпуса (рис. 3.3,в). Погрешность, обусловленная запаздыванием изменения давления внутри корпуса прибора, приблизительно составляет 1 м/с.

На гражданских транспортных самолетах применяются вариометры ВР-10М, ВР-30М, ВР-75М. Вариометры ВР-10М и ВР-30М используются в качестве индикаторов вертикальной скорости в штатных условиях полета, ВР-75М в режиме аварийного снижения.

По показателям вертикальной скорости по вариометру и направлению разворота самолета по указателю ЭУП-53 выполняются координированные развороты.

В комбинированных приборах ДА-30ПБ сочетаются три индикатора: механический вариометр со шкалой от 0 до 30 м/с, указатель направления разворота со шкалой от 0 до 45 ед. и указатель скольжения.

Приборы ДА-30ПБ установлены на самолетах Як-40, Як-42, Ан-124-100.

По требованиям ИКАО на самолетах гражданской авиации устанавливаются системы предотвращения столкновения ВС в воздухе – TCAS. В этих системах применяются комбинированные индикаторы с электронным вариометром VSI/TRA.

Статическое давление подается в МПД – модуль преобразования давления в цифровой код, который вводится в электронную базу системы TCAS.

Величина вертикальной скорости индицируется перемещением стрелки по шкале в диапазоне 0...30 м/с. При отказе канала измерения вертикальной скорости на индикаторе появляется бленкер отказа.

Истинная воздушная скорость V – это скорость движения самолета относительно воздушной среды. Истинная скорость зависит от трех параметров: динамического давления $p_{дин}$, статического давления p_c , температуры наружного воздуха $T_{Н.В.}$. При известных векторах истинной скорости \vec{V} и ветра \vec{U} вычисляется по навигационному треугольнику скоростей вектор путевой скорости \vec{W} как геометрическая сумма горизонтальной составляющей $V_{ист}$ и скорости ветра U_B :

$$W = V_{ист} + U_B.$$

Путевая скорость W – это горизонтальная составляющая скорости движения ВС относительно Земли. Путевая скорость измеряется системой ДИСС (доплеровский измеритель скорости и угла сноса), на современных ВС – инерциальными системами ИНС или БИНС.

$$W = \int_0^t a_x dt,$$

где a_x – продольное ускорение.

Истинная путевая скорость используется для целей навигации.

Относительная воздушная скорость – число Маха – это скорость истинная воздушная, отнесенная к скорости звука в воздушной среде при температурных условиях полета:

$$M = \frac{V_{\text{ист}}}{a} = k \sqrt{\frac{p_{\text{дин}}}{p_c}}$$

С приближением скорости самолета к скорости звука аэродинамические характеристики самолета начинают зависеть уже не от скоростного напора, а от числа M . Начиная с числа $M = 0,7 - 0,8$ в условиях обтекания крыла происходят качественные изменения. В некоторых частях крыла появляются местные скачки уплотнения. Устойчивость и управляемость самолета претерпевает резкие изменения.

Показательным является указатель числа M с сигнализацией – МС-1. Число M индицируется стрелкой по шкале в диапазоне $0,5 \dots 1,0$, цена деления $0,01$. Прибор выполнен с сигнальным устройством, при достижении самолетом расчетного значения Маха включается светосигнализатор «Проверь M ».

3.6. Указатели углов атаки

Для качественного выполнения полета необходима информация о векторе воздушной скорости. Положение ВС относительно набегающего потока определяется углом атаки $\alpha_{\text{тек}}$.

Угол атаки – это угол между продольной осью ВС и проекцией вектора скорости \vec{V} на его продольную плоскость симметрии.

Различают местный и текущий аэродинамические углы атаки – $\alpha_{\text{мест}}$ и $\alpha_{\text{тек}}$.

Местный угол атаки отличается от текущего на величину дополнительных искажений сноса потока воздуха в месте установки датчика ДАУ.

Наиболее точно для конкретного ВС текущий угол атаки определяется по результатам летных испытаний. Коэффициенты, учитывающие искажения потока в месте установки датчика ДАУ, определяются и подтверждаются в реальном

полете для каждого типа ВС в отдельности и используются при создании приборов АУАСП – автоматов углов атаки, перегрузок и сигнализаций.

Информация по углу атаки используется как основная для обеспечения безопасности и оптимальности полета, улучшения устойчивости и управляемости ВС, реализации адаптивной аэродинамики крыла, управления тягой двигателей. Достоверная информация по аэродинамическим углам необходима на этапах взлета, посадки, полете на малой скорости, на предельно допустимых режимах, позволяет выполнять полеты при минимальном расходе топлива, повышает дальность и безопасность полета. Для обеспечения безопасности пилотирования ВС важно своевременно определять критическое значение угла атаки, когда коэффициент подъемной силы C_y резко падает.

Различают несколько значений аэродинамических углов: $\alpha_{\text{доп}}$ – максимально допустимый в эксплуатации; $\alpha_{\text{пред}}$ – предельный (критический); $\alpha_{\text{св}}$ – сваливание.

Для измерения местных аэродинамических углов атаки применяются датчики аэродинамических углов флюгерные – ДАУ-Ф. Датчик ДАУ устанавливается на фюзеляже или на крыле самолета, где искажение потока минимально. Основой частного датчика является флюгер, он представляет собой крыло малого размаха.

В отсутствии скоростного напора масса флюгера уравнивается относительно оси вращения массой противовеса. При появлении скоростного напора флюгер занимает положение строго по местному потоку воздуха, поворачивается вокруг своей оси вместе с жестко закрепленными на ней щетками, которые отслеживают изменение местного угла атаки потенциометром с требуемой точностью.

Для нормальной работы в условиях обледенения внутри флюгера имеется трубчатый электронагреватель (ТЕН).

Сигнал угла атаки с датчика ДАУ подается в вычислительные устройства, усиливается и обрабатывается следящими системами указателей. Примером таких систем может служить: АУАСП-14кр на Ан-24, АУАСП-24кр на Ан-26, АУАСП-12 на Ту-154М и т.д.

3.7. Системы восприятия и подвода полного и статического давлений

Для измерения высотно-скоростных параметров ВС необходимо восприятие полного p_n и статического p_c давлений набегающего потока воздуха.

Атмосферное давление – гидростатическое давление, оказываемое атмосферой на все находящиеся в ней предметы, т.е. оно определяется весом вышестоящего столба воздуха. Длительно действующее давление воздушного потока на высоте полета независимо от времени называется статическим p_c . Под полным давлением p_n подразумевается давление, приходящееся на единицу поверхности тела приемника, которое перпендикулярно направлению набегающего потока воздуха. Разность между полным и статическим давлениями называется динамическое давление $p_{дин}$:

$$p_{дин} = p_n - p_c.$$

Устройства, воспринимающие давление p_n и p_c , называются приемниками воздушного давления. Приемники подразделяются на:

- приемники полного давления ППД;
- приемники статического давления ПСД;
- совмещенные (комбинированные) приемники, одновременно воспринимающие полное и статическое давления, ПВД.

Приемники ППД предназначены для восприятия полного давления воздушного потока, образующегося при движении самолета. В герметичной камере приемника кинетическая энергия движущегося потока переходит в потенциальную и выражается в избыточном давлении, характеризующем скорость воздушного потока, равную сумме динамического и статического давлений воздуха.

Восприятие атмосферного давления приемниками определяет высотные характеристики полета самолета.

В эксплуатации на самолете места для установки приемников воздушного давления определяют в ходе летных испытаний, в результате восприятие приемниками давлений осуществляется с наименьшими погрешностями.

Наличие приемников ППД, ПСД и ПВД позволяет реализовать схемы для обеспечения работы высотно-скоростных приборов и систем.

Первая схема заключается в том, что на ВС устанавливаются совмещенные приемники ПВД. Схемы реализованы на самолетах Як-18Т первых серий, Ан-124-100. Приемники ПВД вынесены от фюзеляжа, это позволило получить искажение потока воздуха минимальным и достаточно стабильным (рис. 3.13).

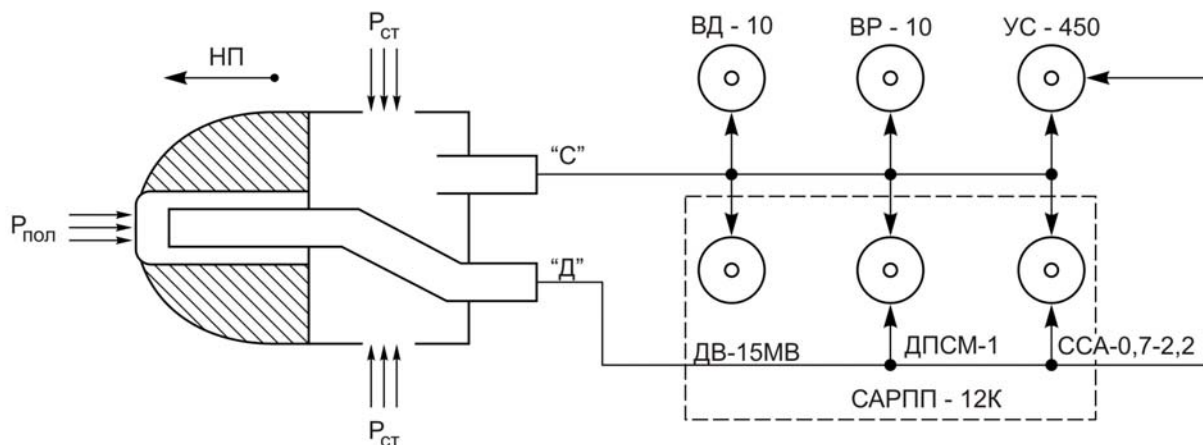


Рис. 3.13. Принципиальная схема приемника типа ПВД-6М и системы полного и статического давлений самолета Як-18Т

Вторая схема: на ВС устанавливается несколько приемников ППД и несколько приемников статического давления. Схема реализована на ВС Як-18Т сер. 36, М-101Т, Як-40, Як-42, Ту-154М, Ту-204 и т.д.

Такие схемы позволяют выполнить требования по точности восприятия давления, повышают надежность и безопасность полета, улучшают аэродинамику ВС.

Для защиты от обледенения в приемниках ППД и ПВД предусмотрен электрообогрев (ТЕН). Контроль исправности электрообогрева осуществляется автоматически с выдачей сигнализации отказа. Включение цепей электрообогрева выполняется вручную или автоматически на этапе разбега ВС концевым выключателем при поднятии стоек шасси.

Высотомеры, датчики высоты, корректоры высоты относят к числу бортовых манометров абсолютного давления, воспринимают статическое давление на высоте нахождения ВС.

Указатели скорости, вариометры по принципу действия относятся к числу дифференциальных (разностных) манометров.

Для обеспечения работоспособности и необходимой точности измерения параметров приборов на ВС существуют и эксплуатируются системы статического и полного воздушных давлений.

В состав систем входят:

- обогреваемые приёмники полного давления (ППД) и статического давления (ПСД) или единый приёмник воздушных давлений (ПВД), устанавливаемые на самолёте так, чтобы на них воздействовал невозмущенный набегающий поток воздуха;

- разветвленная герметическая система трубопроводов обеспечивает подвод p_c и p_n к входным штуцерам, в соответствии с принципом работы каждого из них;

- влагоотстойники для предотвращения попадания влаги в магистрали p_c , p_n и предохранения приборов;

- пневмокраны, позволяющие членам экипажа в нештатной ситуации переключать магистрали передачи давлений от основной линии к резервной;

- автоматы защиты сети (АЗС), включающие электрические схемы обогрева приёмников и сигнальные лампы для контроля исправности этих схем.

Принципиальные схемы систем полного и статического давлений самолётов Як-18Т и Як-40 приведены соответственно на рис. 3.13, 3.14.

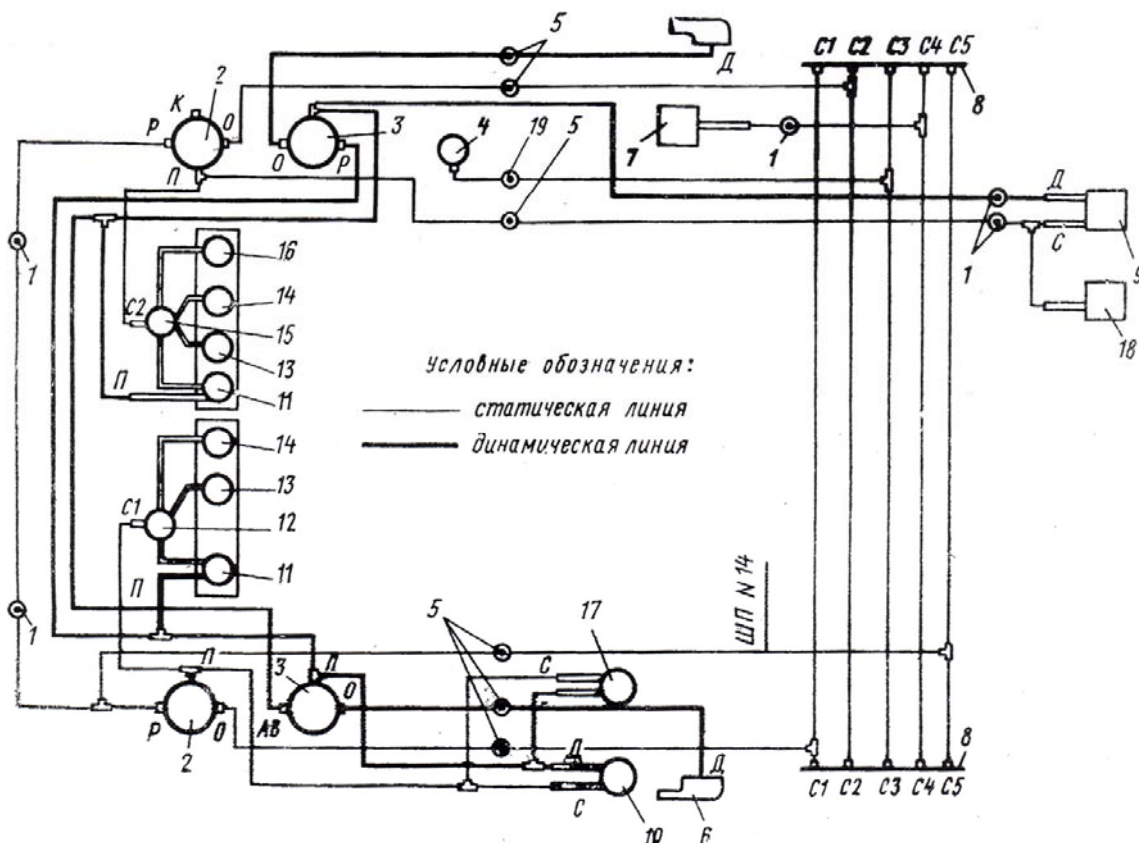


Рис. 3.14. Система питания анероидно-мембранных приборов:

1 – влагоотстойник; 2 – краны статического давления; 3 – краны полного давления; 4 – регулятор давления воздуха; 5 – влагоотстойник; 6 – приемник полного давления ППД-1; 7 – корректор высоты КВ-11; 8 – панель статики; 9 – датчик скорости ДАС; 10 – сигнализатор скорости ССА-07-2,2; 11 – комбинированный указатель скорости КУС-730/1100К; 12 – коллектор; 13 – высотомер ВД-10К; 14 – вариометр ВАВ-30МК; 15 – коллектор; 16 – указатель высоты и перепада давлений УВПД-0,5-8К; 17 – сигнализатор скорости ССА-2-3; 18 – датчик высоты ДВБП-13; 19 – влагоотстойник

Контрольные вопросы

1. Дайте определения абсолютной, истинной и относительной барометрических высот.
2. Покажите на рисунке три вида барометрических высот: относительную, истинную и абсолютную.
3. Как выглядят стандартные графики изменения атмосферного давления и температуры атмосферного воздуха с увеличением высоты от 0 до 12 км?
4. Приведите простейшую кинематическую схему высотомера типа ВД-10К или ВМ-15К.
5. Какая зависимость $dP = f(dH)$ положена в основу работы барометрического высотомера, датчика высоты, корректора высоты? В чём её физический смысл?

6. Приведите вывод барометрической и гипсометрической зависимости для высотомеров, эксплуатируемых в диапазоне высот $-500 \dots 11\,000$ м ($\tau = 6,5 \frac{\text{град}}{\text{км}}$).
7. Выведите гипсометрическую зависимость для высотомеров, эксплуатируемых в диапазоне высот $11\,000 \dots 25\,000$ м ($\tau = 0$).
8. Назовите причины погрешностей, возникающих при измерении барометрической высоты.
9. Как учитываются погрешности барометрических высотомеров при выполнении полёта?
10. Приведите электрокинематическую схему электромеханического высотомера и корректора высоты.
11. В чём состоит манометрический метод измерения воздушной скорости самолёта?
12. Приведите простейшую кинематическую схему измерителя воздушной скорости ВС.
13. Дайте определения и укажите отличия приборной, истинной и путевой скоростей полёта.
14. Приведите перечень и укажите причины погрешностей измерения воздушной скорости.
15. Нарисуйте кинематическую схему вариометра и объясните по ней три режима его работы: подъём, горизонтальный полёт, спуск.

4. ИЗМЕРИТЕЛИ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА ВС, СИСТЕМЫ АВИАГОРИЗОНТОВ

4.1. Общие сведения

Пилотирование ВС требует высокой точности и надёжности определения его углового положения относительно плоскости горизонта или связанной с нею истинной вертикали. Это положение характеризуется двумя углами: тангажа ϑ в продольной плоскости движения ВС и крена γ в боковой плоскости.

Картина образования углов крена и тангажа продемонстрирована на рис. 4.1, из которого видно, что ϑ – это угол между продольной осью ВС и плоскостью горизонта, отсчитываемый в вертикальной плоскости; γ – угол поворота ВС относительно его продольной оси, отсчитываемый от вертикальной плоскости, проходящей через эту ось.

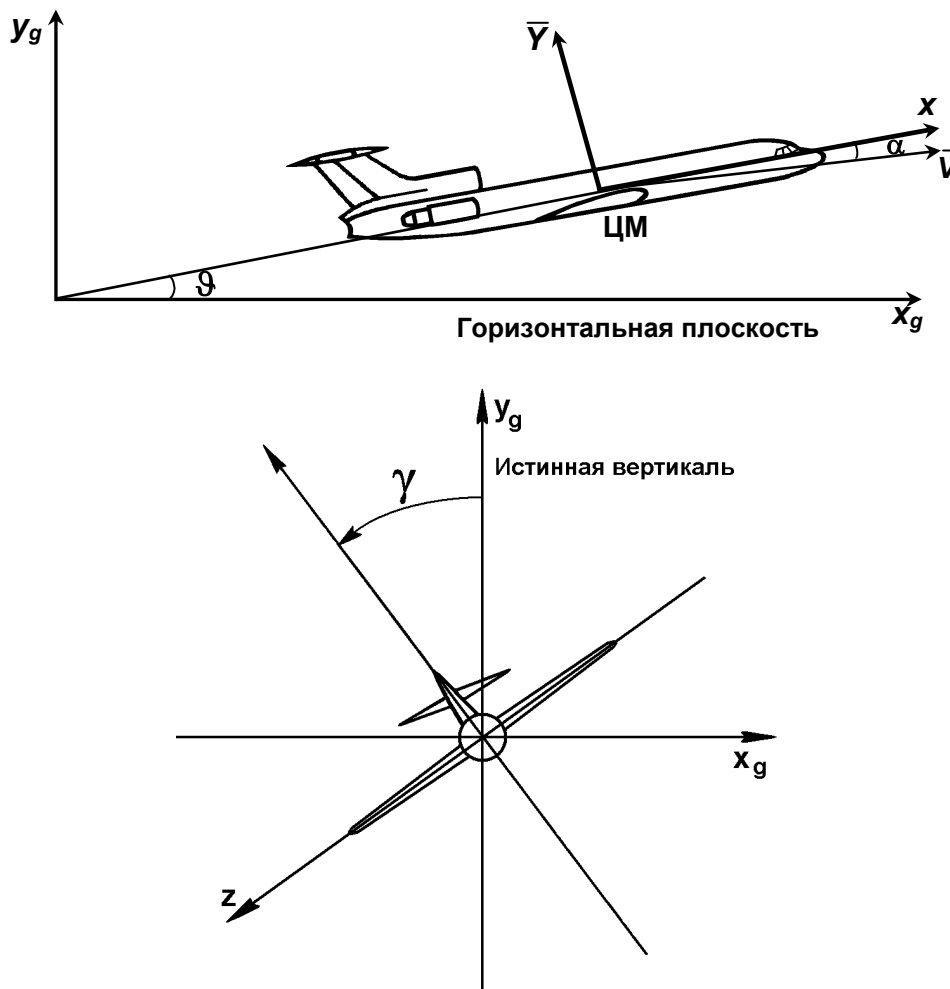


Рис. 4.1. Картина образования углов тангажа и крена

Выполнение основных этапов полёта: набор высоты с наивыгоднейшим углом подъёма, выдерживание горизонтального полёта, координированные развороты, снижение при заходе на посадку – невозможно без информации, получаемой от giroприборов и систем, контролирующих изменение положения ВС в пространстве. Такие приборы получили название гировертикалей, а в случае применения их для визуального определения положения ВС относительно плоскости горизонта – авиагоризонтов.

4.2. Принцип действия корректируемых гировертикалей и авиагоризонтов

Известно, что физические маятники определяют с некоторой погрешностью положение истинной геоцентрической вертикали на неподвижном или равномерно движущемся объекте управления.

В случае разгона, торможения, виража ВС маятник устанавливается в положение «ложной» вертикали. Это делает его непригодным для непосредственного определения истинной вертикали места при выполнении полёта.

Астатический трёхстепенной гироскоп в отличие от маятника не подвержен действию ускорений и сохраняет положение оси вращения ротора в абсолютном пространстве неизменным. Однако если ось вращения ротора такого гироскопа установить по истинной вертикали, то при выполнении полёта с течением времени ось отклонится от заданного направления по ряду причин:

- суточное вращение Земли с угловой скоростью $\omega_3 = 15 \frac{\text{град}}{\text{ч}}$;
- перемещение ВС относительно Земли с путевой скоростью W ;
- собственные прецессионные уходы под действием моментов трения, разбаланса системы подвеса ротора, влияния изменения температуры и т.д.

Такой гироскоп может использоваться в качестве гировертикали (авиагоризонта) лишь ограниченное время полёта, порядка 5 – 10 мин.

В схемах маятниковых гировертикалей и авиагоризонтов объединены трёхстепенной гироскоп с вертикально расположенной осью ротора с двумя системами маятниковой коррекции. Это позволяет при выполнении полёта отслеживать изменение истинной вертикали и совмещать с нею ось ротора.

Сочетание свойств свободного гироскопа с коррекцией от маятниковых чувствительных элементов создаёт систему измерения углов ϑ и γ , которая, с одной стороны, обладает чувствительностью к направлению положения горизонта (вертикали), с другой стороны, мало подвержена действиям быстро меняющихся ускорений, вибраций, тряски, трения и других механических факторов. Необходимо отметить, что точность информации, получаемой от гировертика-

ли, зависит от того, с какой точностью среднее положение корректирующих маятников будет совпадать с направлением истинной вертикали.

Кроме того, следует иметь в виду, что при ускорениях ВС корректирующие датчики сами будут отклоняться от вертикали и при длительном ускорении в одном направлении могут увести ось вращения ротора прибора на значительные углы. Это означает, что в данных условиях полёта система коррекции должна быть автоматически отключена, а прибор переведён в режим «памяти».

4.3. Принцип маятниковой электромеханической коррекции

Основу прибора составляет астатический гироскоп с тремя степенями свободы и вертикально ориентированным вектором \overline{H} , на внутренней рамке которого установлены два электролитических маятника I – чувствительных элемента системы коррекции (рис. 4.2,а). Один маятник воспринимает возможные отклонения ротора гироскопа относительно оси внутренней рамки, другой – наружной. По осям рамок карданова подвеса ротора расположены коррекционные двигатели 2, 3 – исполнительные элементы продольного и поперечного каналов системы коррекции.

Электрические схемы и физическая картина процессов, протекающих в продольном и поперечном каналах коррекции прибора, приведены соответственно на рис. 4.2,б и в. Подобные схемы коррекции использованы в авиагоризонтах типа АГД-1С, АГБ-3К, АГР-72.

В качестве чувствительных элементов систем коррекции используются два жидкостных маятниковых датчика (ДЖМ), каждый из которых представляет собой небольшую стеклянную герметичную трубку, заполненную токопроводящей жидкостью с большим удельным электрическим сопротивлением. В верхнюю часть датчика вмонтированы два контакта из кобальта, в нижнюю часть – один контакт. Объем жидкости в трубке таков, что остаётся место для воздушного пузырька.

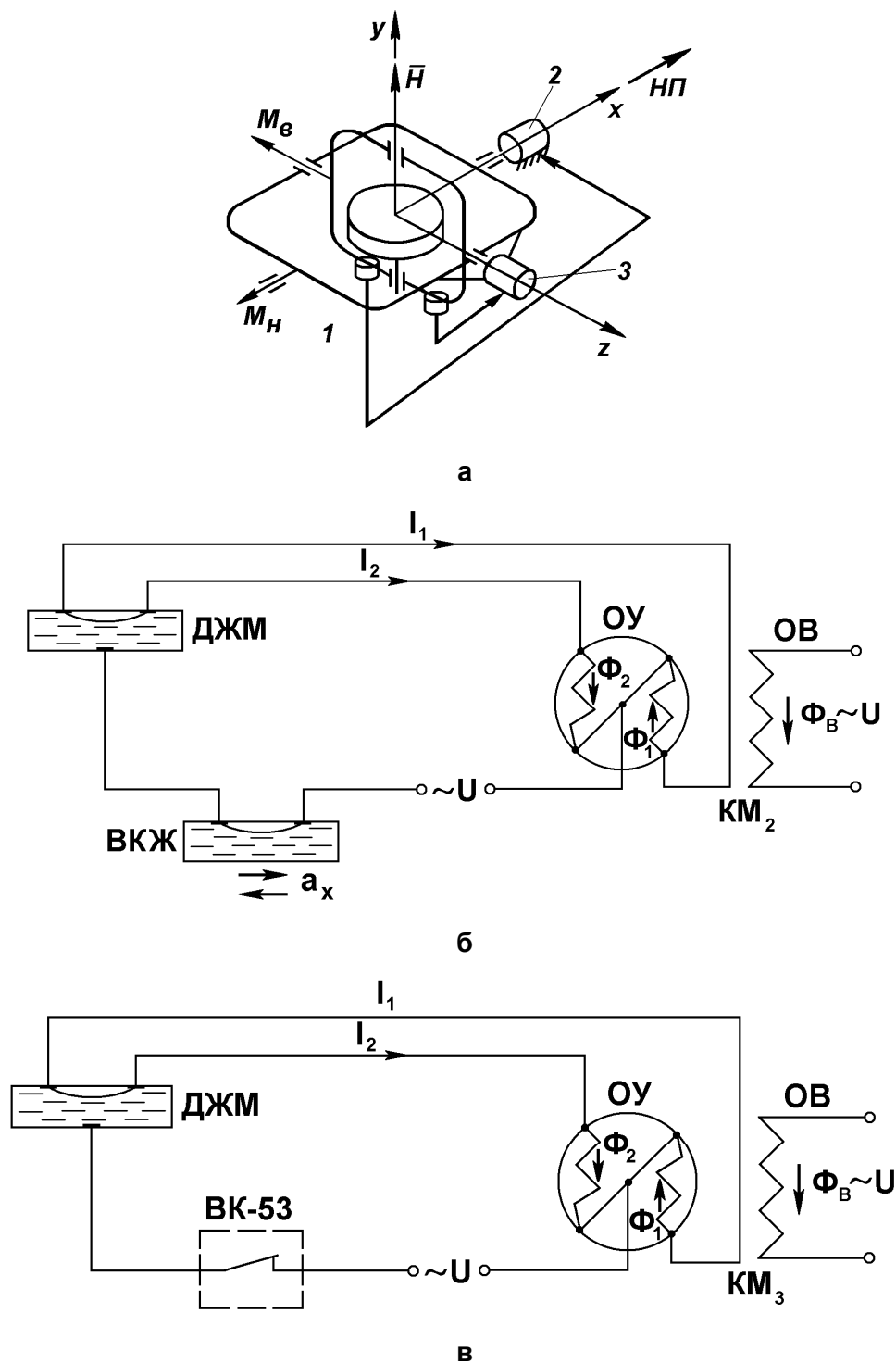


Рис. 4.2. Гировертикаль с маятниковой коррекцией

Коррекционные моторы в продольном канале КМ₂ и в поперечном КМ₃ одинаковы по принципу действия. Это плоские двигатели переменного тока, работающие в режиме короткого замыкания. Обмотки управления (ОУ) двигателей включены встречно. В случае вертикального расположения оси вращения ротора гироскопа ДЖМ располагается горизонтально, его верхние контакты

симметрично не перекрываются электролитом, электрические сопротивления цепей одинаковы, силы токов I_1 и I_2 равны, то есть выполняются равенства:

$$\Delta I = I_1 - I_2 = 0; \Delta \Phi = \Phi_1 - \Phi_2 = 0; \Delta M = M_1 - M_2 = 0, \quad (4.1)$$

где $\Delta \Phi$ – разностный магнитный поток, создаваемый обмотками управления и обмоткой возбуждения (ОВ) коррекционного мотора;

ΔM – разностный момент, создаваемый ротором двигателя, жестко закрепленным на оси карданова подвеса.

Если ротор гироскопа ввиду каких-либо причин отклонится от вертикали, то воздушный пузырек, стремясь занять верхнее положение в трубке ДЖМ, сместится от положения симметрии и при этом оголит один из верхних контактов. Электрическое сопротивление одного участка цепи увеличится, а другого уменьшится на одну и ту же величину, пропорциональную углу наклона трубки в пределах $\pm 30'$. При этом нарушится равенство токов и появится разностный момент внешних сил на оси карданова подвеса ротора:

$$I_1 - I_2 \neq 0; \Phi_1 - \Phi_2 \neq 0; \Delta M = M_1 - M_2 \neq 0. \quad (4.2)$$

Под действием этого момента гироскоп прецессирует до совпадения оси ротора в направлении истинной вертикали места, то есть до установления ДЖМ в горизонтальное положение, при котором $\Delta I = 0$.

Таким образом, два ДЖМ, отслеживая через коррекционные моторы КМ₂, КМ₃ угловые отклонения главной оси ротора, всё время будут приводить её к положению вертикали.

Для отключения системы коррекции при манёврах в продольной плоскости движения ВС с ускорением a_x предусмотрен выключатель коррекции ВКЖ. При виражах цепь поперечной коррекции размыкается одним из контактов реле выключателя коррекции, например ВК-53 РШ или ВК-90.

При отклонении коррекции ротор гироскопа будет сохранять своё положение в пространстве с точностью, определяемой его собственными уходами в соответствии с законом прецессии (2.1).

4.4. Принцип механической коррекции гировертикалей

Одним из надежных и проверенных временем вариантов системы коррекции гировертикалей служит механическая шариковая коррекция (рис. 4.3,а).

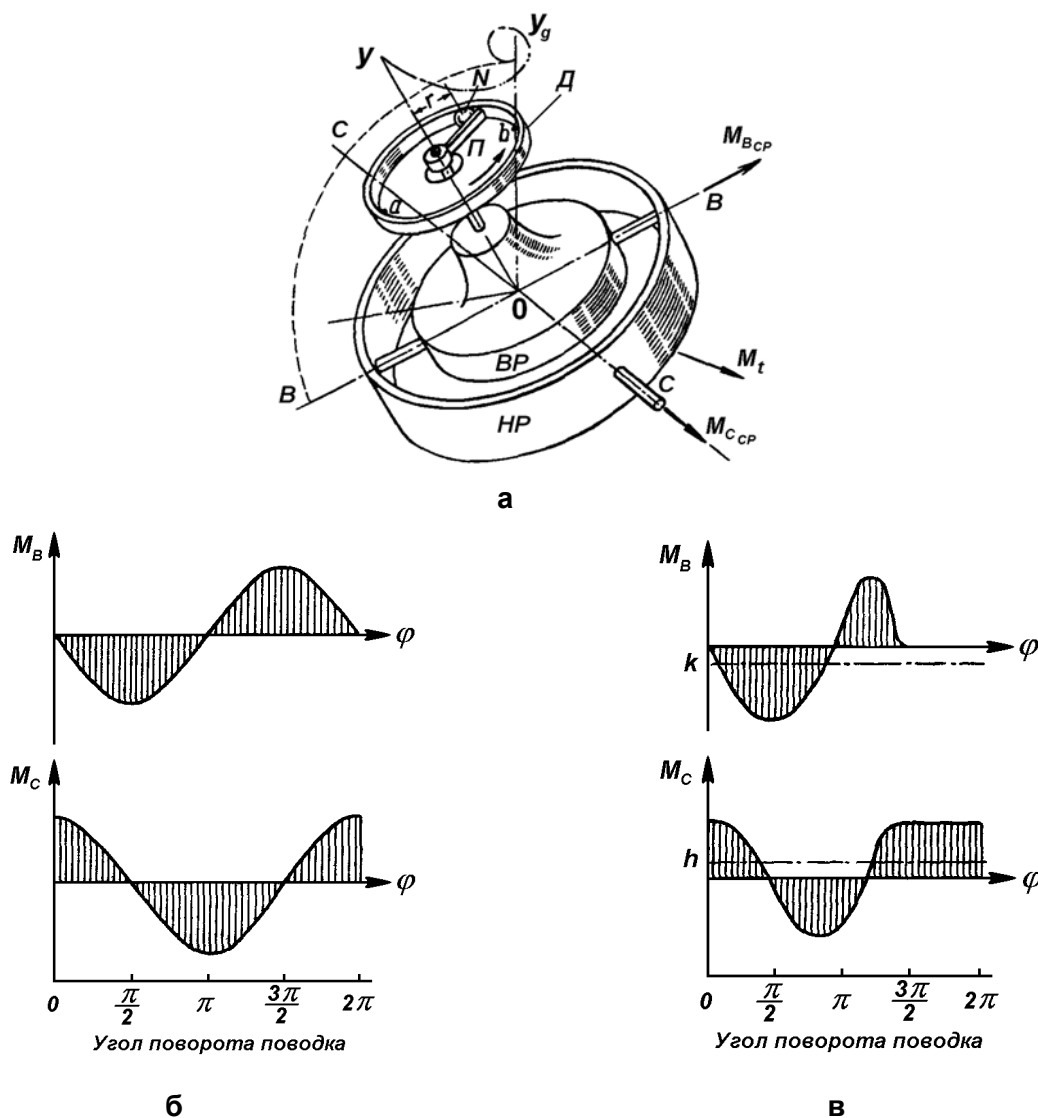


Рис. 4.3. Гировертикаль с шариковой коррекцией:

а – схема гировертикали с шариковой коррекцией; б – момент силы веса шарика при совмещении оси гироскопа с вертикалью; в – момент силы веса шарика при наклоне гировертикали

Ротор гироскопа вращается вокруг оси *OY* внутри гиросузда *BP*, на котором укреплен диск *D*. Ротор через редуктор приводит во вращение поводок *П*, который двигает перед собой по периферии диска корректирующий шарик *N*. Вращение шарика относительно оси *OY* происходит со значительно меньшей скоростью по сравнению с угловой скоростью собственного вращения ротора гироскопа. Её величина составляет примерно 12 оборотов в минуту.

Сила веса P шарика, действуя на гироскоп на расстоянии r от оси OY , создаёт внешний момент $\vec{M} = \vec{P} \cdot r$, вектор которого вращается вокруг оси OY со скоростью вращения поводка и шарика.

При горизонтальном положении диска D , что имеет место при совмещении оси вращения ротора гироскопа OY с вертикалью OY_g , шарик, перемещаясь по орбите диска с постоянной скоростью, будет создавать переменные во времени внешние моменты M_b и M_c относительно осей карданова подвеса. Однако суммарные значения моментов M_b и M_c за один оборот поводка будут равны нулю (рис. 4.3,б). За начало рассмотрения принято положение поводка в точке a . Из графиков на рис. 4.3,б видно, что величины моментов M_b и M_c изменяются по гармоническому закону симметрично относительно оси абсцисс. А, как известно, среднее значение гармонической функции за один период равно нулю.

Если ротор гироскопа отклонился в результате поворота вокруг оси CC , то вместе с гиروزлом повернется диск D и займёт наклонное положение относительно плоскости горизонта. При этом перемещение шарика по траектории ab будет происходить с прежней скоростью. Но как только поводок переведет шарик за точку b , последний под влиянием собственного веса оторвется от поводка и достигнет точки a быстрее, чем с ней совместится поводок. Таким образом, за время одного поворота поводка, шарик будет находиться на правой стороне диска более продолжительное время, чем на левой.

Графики изменения моментов M_b и M_c для данного положения ротора гироскопа приведены на рис. 4.3,в. Из них следует, что при наклонном относительно оси CC положении диска средние значения моментов $M_{b\text{ ср}}$ и $M_{c\text{ ср}}$ уже не равны нулю. Под их влиянием ротор гироскопа будет стремиться к совмещению с истинной вертикалью, двигаясь по пространственной спирали.

Шариковая коррекция нашла применение в авиагоризонтах АГР-74, АГР-81, АГБ-98РС и др.

4.5. Уравнения движения и погрешности гировертикалей

В соответствии с законом прецессии (2.1) трёхстепенного гироскопа упрощенные дифференциальные уравнения движения ротора гировертикали относительно осей наружной и внутренней рамок карданова подвеса представим в виде системы

$$H\dot{\varphi}_H = M_B; H\dot{\varphi}_B = M_H, \quad (4.3)$$

где H – кинетический момент ротора;

$\dot{\varphi}_H, \dot{\varphi}_B$ – угловые скорости прецессии гироскопа относительно осей наружной и внутренней рамок карданова подвеса соответственно;

M_B, M_H – моменты внешних сил, действующие относительно осей внутренней и наружной рамок соответственно (см. рис. 4.2,а).

Рассмотрим траекторию движения оси вращения ротора гироскопа из отклоненного положения к истинной вертикали в случае пропорциональной характеристики системы коррекции по обеим осям. Одновременно учтём, что в опорах осей карданова подвеса действуют моменты сил трения.

Тогда уравнения (4.3) можно записать следующим образом:

$$H\dot{\varphi}_H = -K\varphi_H \pm M_{тр.в}, \quad (4.4)$$

$$H\dot{\varphi}_B = -K\varphi_B \pm M_{тр.н},$$

где K – крутизна характеристики системы коррекции, или удельный корректирующий момент;

φ_B, φ_H – углы отклонения оси вращения ротора от направления истинной вертикали;

$M_{тр.н}, M_{тр.в}$ – моменты трения в подшипниковых опорах наружной и внутренней рамок карданова подвеса соответственно.

Если в начальный момент времени, при $t = 0$, главная ось ротора гироскопа была отклонена от истинной вертикали на углы φ_{H_0} и φ_{B_0} , то траекторию восстановления можно определить, решив однородные дифференциальные уравнения, вытекающие из системы (4.4):

$$\begin{aligned} H\dot{\varphi}_H + K\varphi_H &= 0, \\ H\dot{\varphi}_B + K\varphi_B &= 0. \end{aligned} \quad (4.5)$$

Решение уравнений (4.5) будет иметь вид

$$\varphi_H = \varphi_{H_0} e^{-\varepsilon t}; \quad \varphi_B = \varphi_{B_0} e^{-\varepsilon t}, \quad (4.6)$$

где $\varepsilon = \frac{K}{H}$ – удельная скорость коррекции ротора.

Если поделим левые и правые части выражений (4.6), то получим параметрическое уравнение

$$\varphi_H = \frac{\varphi_{H_0}}{\varphi_{B_0}} \cdot \varphi_B. \quad (4.7)$$

Это уравнение прямой характеризует траекторию движения главной оси гироскопа из отклоненного положения к вертикали при симметричной пропорциональной коррекции и отсутствии других внешних моментов в опорах карданова подвеса (рис. 4.4,а).

Рассмотрим случай, когда к гироскопу, кроме моментов коррекционных моторов, приложены другие моменты внешних сил, например сил трения. При этом уравнения (4.4) можно представить в виде

$$\dot{\varphi}_H + \frac{K}{H} \varphi_H = \pm \frac{M_{\text{тр.В}}}{H}, \quad (4.8)$$

$$\dot{\varphi}_B + \frac{K}{H} \varphi_B = \pm \frac{M_{\text{тр.Н}}}{H}.$$

Решение уравнений (4.8) определяется выражениями

$$\varphi_H = \varphi_{H_0} e^{-\varepsilon t} \pm \frac{M_{\text{тр.В}}}{K}, \quad (4.9)$$

$$\varphi_B = \varphi_{B_0} e^{-\varepsilon t} \pm \frac{M_{\text{тр.Н}}}{K}.$$

Физическая картина полученных решений объясняется так: прецессия гироскопа из отклоненного положения к истинной вертикали продолжается до тех пор, пока коррекционные моменты больше моментов трения. При равенстве этих моментов движение гироскопа прекращается.

Значения $\varphi_{Hз} = \pm \frac{M_{тр.в}}{H}$, $\varphi_{Bз} = \pm \frac{M_{тр.в}}{H}$ определяют так называемую «зону застоя», которая характеризует погрешности гировертикалей и авиагоризонтов в определении углов на неподвижном ВС или при равномерном прямолинейном движении. Зона застоя и семейство возможных траекторий восстановления главной оси ротора приведены на рис. 4.4,б.

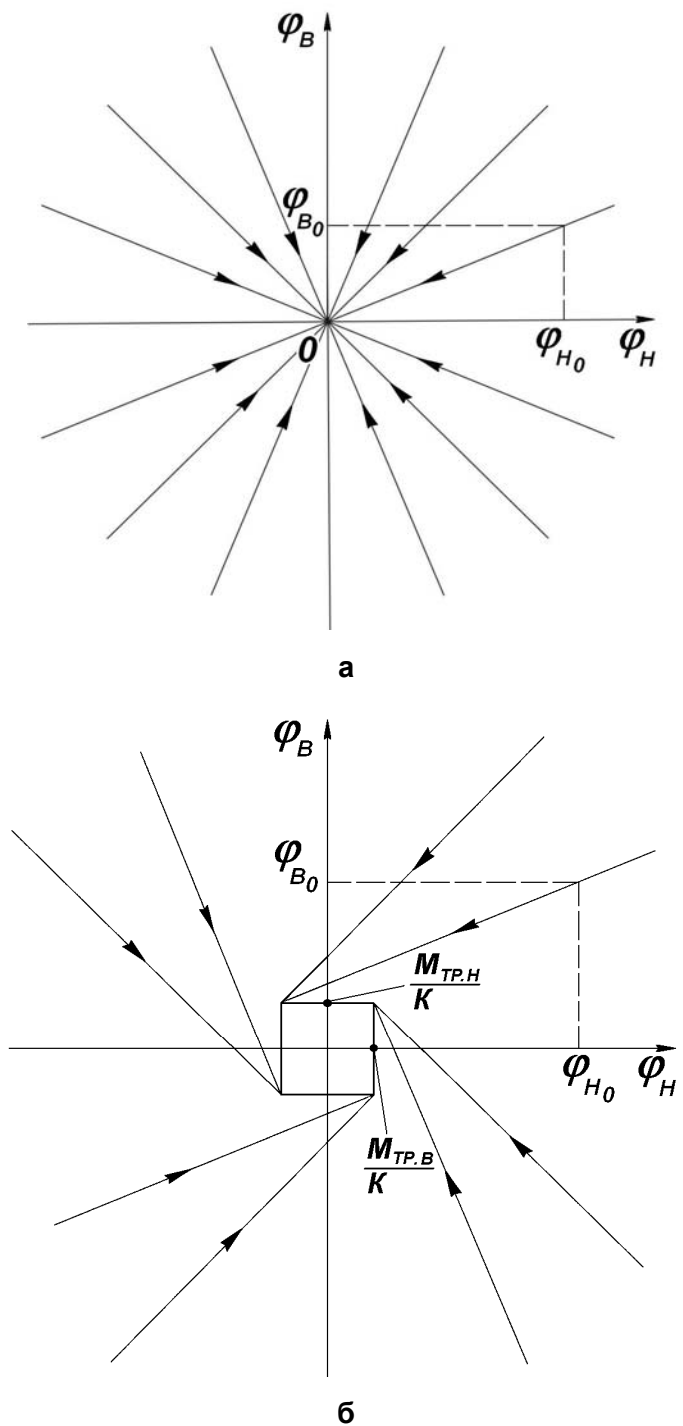


Рис. 4.4. Картина восстановления гировертикали

«Зоны застоя» эксплуатируемых авиагоризонтов и гировертикалей характеризуют точность определения и выдерживания истинной вертикали места до момента старта ВС, а также при горизонтальном установившемся полёте. Эти погрешности носят статистический характер и составляют от 0,4 до 1°.

$$\Delta\varphi_{нз} \cong \Delta\varphi_{вз} = 0,1 \dots 1^\circ.$$

Выраженные погрешности гировертикалей или авиагоризонтов с маятниковой коррекцией возникают в режиме координированного разворота ВС с угловой скоростью ω при радиусе виража R . При этом самолёт наклоняется на угол γ (см. рис. 4.1). На маятник, кроме силы веса mg , действует ещё центробежная сила инерции $m\omega^2 R$. Вследствие этого маятник устанавливается в положении «ложной» вертикали, на коррекционный мотор поперечной коррекции поступает электрический сигнал, и главная ось ротора гироскопа движется к «ложной» вертикали. Этот процесс происходит тем быстрее, чем больше удельные моменты k системы коррекции.

С целью уменьшения выраженных погрешностей маятниковых гировертикалей принимаются следующие меры:

1. Отключение системы поперечной коррекции специальными приборами, называемыми выключателями коррекции (ВК), например ВК-53 РШ и ВК-90.
2. Наклон главной оси ротора гировертикали на некоторый достаточно малый угол в направлении движения ВС.
3. Подключение коррекционного мотора поперечной коррекции к маятниковому чувствительному элементу продольной системы коррекции, так называемый приём «крен-тангаж».

Аналогично действуют на систему продольной коррекции гировертикали и линейные ускорения a_x при увеличении или уменьшении скорости полёта. Поэтому в некоторых авиагоризонтах, например АГД-1, в цепи продольной коррекции предусмотрен жидкостный выключатель коррекции типа ВКЖ.

При отключении коррекции гировертикаль работает в режиме «памяти». В течение времени маневрирования ВС накапливается погрешность ухода от

истинной вертикали. Это происходит в соответствии с законом прецессии трёх-степенного гироскопа (4.3). Например, на оси наружной рамки на виражах ВС:

$$\varphi_n = \frac{M}{H} \cdot t, \quad (4.10)$$

где t – время виража.

Эти погрешности могут достигать $3 - 5^\circ$ за 3 мин разворота.

4.6. Кинематические схемы авиагоризонтов

АГБ-3, АГД-1, АГР-74

Авиагоризонт АГБ-3 (АГБ-3К) предназначен для обеспечения экипажа ВС крупномасштабной легко воспринимаемой индикацией углов крена и тангажа самолета, а также качественной информацией о наличии или отсутствии скольжения. Кроме того, авиагоризонт выдаёт электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, другим потребителям, а именно, в систему автоматического управления (автопилот), блок контроля крена, бортовое устройство регистрации параметров полёта и т.д.

Авиагоризонт АГБ-3К отличается от АГБ-3 лишь встроенной в лицевую часть прибора аппаратурой красной подсветки.

Электрокинематическая схема АГБ-3 приведена на рис. 4.5,*a*, его электро-механическая схема с элементами конструкции, индикации углов крена и тангажа ВС, а также флажком 2 бленкера отказа питания прибора – на рис. 4.6. Ориентация осей карданова подвеса прибора по отношению к осям связанной системы координат $OXYZ$ ВС, то есть к направлению полёта (НП) очевидна из рис. 4.5,*a* и рис. 4.6.

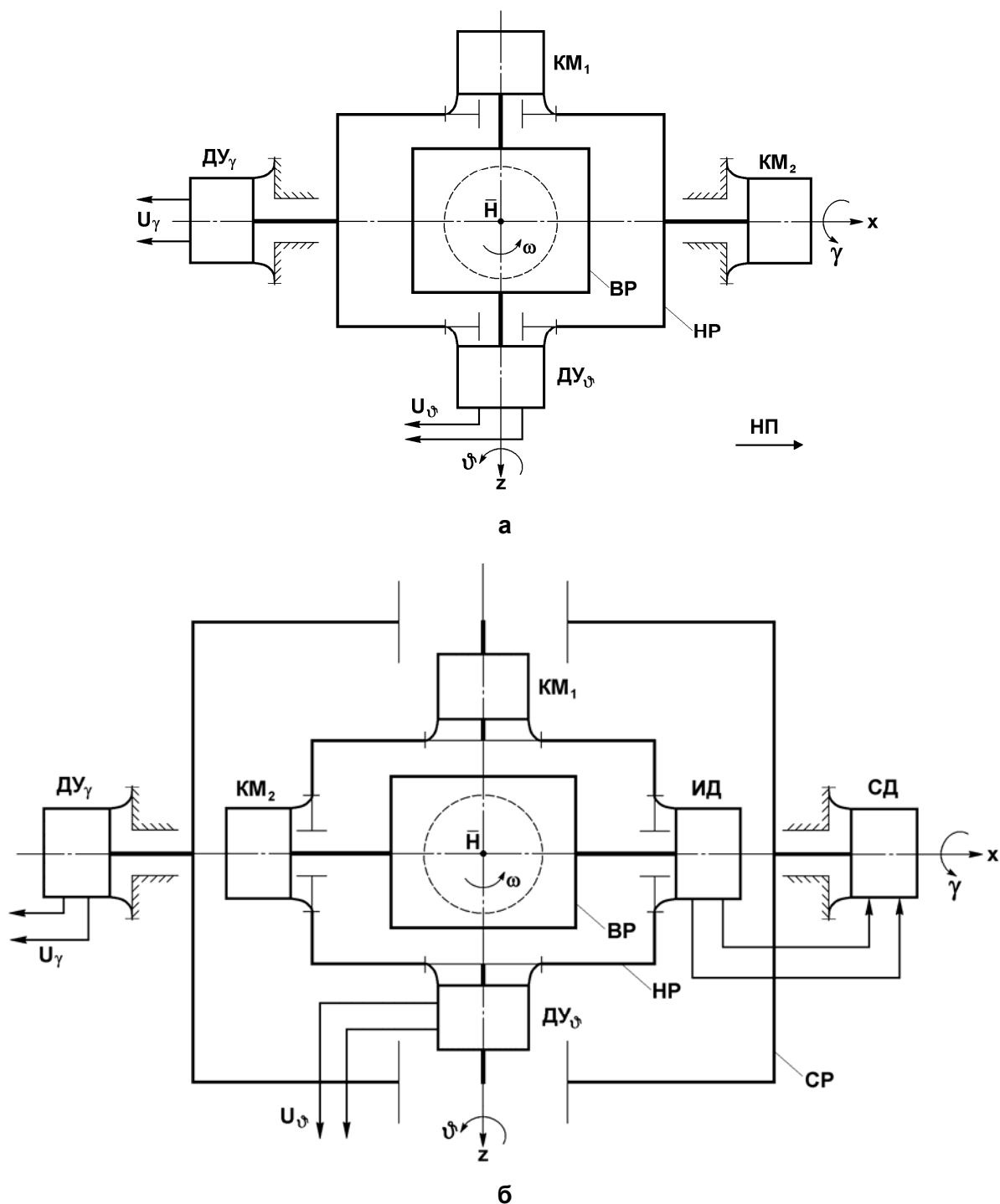


Рис. 4.5. Схемы авиагоризонтов типа АГБ-3К (а) и типа АГД-1 (б)

Ось вращения гироскопа приводится в вертикальное положение двумя системами маятниковой коррекции, работающими по принципу, описанному в п. 4.3.

Перед включением АЗС питания авиагоризонта необходимо нажать находящуюся на лицевой стороне прибора кнопку арретира. Этим сокращается время готовности АГБ-3 до 1,2...2 мин.

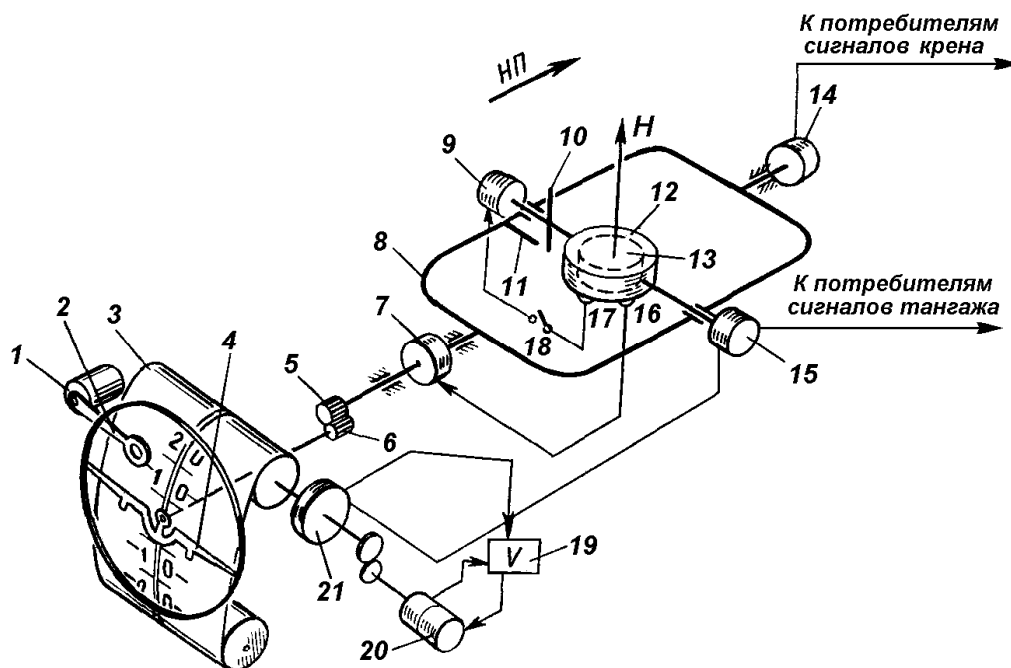


Рис. 4.6. Электромеханическая схема авиагоризонта АГБ-3:

1 – двигатель; 2 – флажок; 3 – шкала тангажа; 4 – силуэт самолета; 5, 6 – трибки; 7, 9 – коррекционные двигатели; 8 – внешняя рама карданова подвеса; 10, 11 – упоры; 12 – внутренняя рама карданова подвеса; 13 – гиromотор; 14, 15, 21 – сельсины; 16, 17 – электролитические маятники; 18 – контакт выключателя коррекции; 19 – усилитель; 20 – двигатель-генератор

Индикация положения ВС относительно плоскости горизонта естественная и соответствует тому образу, который представляют себе члены экипажа о положении самолёта относительно земли. Отсчет углов крена производится по углу поворота силуэта самолёта 4 относительно шкалы крена, нанесенной на корпусе прибора (см. рис. 4.6). Отсчет углов тангажа осуществляется благодаря работе следящей системы, перемещающей по сигналам сельсина-датчика 15 и сельсина-приёмника шкалу 3 относительно силуэта самолёта 4.

Контроль исправности схемы питания гиromотора осуществляет схема сигнализации отказа в цепях переменного тока 36 В 400 Гц статора гиromотора. Основные элементы схемы, представленные на рис. 4.6, – двигатель 1 и флажок 2.

При исправных цепях питания по обмоткам этого двигателя протекают токи гиromотора и сельсинов-датчиков 14, 15. В результате этого возникает вращающий момент на валу двигателя, под воздействием которого флажок сигнализатора, укрепленный на оси двигателя, убирается из видимой зоны лицевой части прибора.

Если в цепи питания гиromотора отсутствует переменное напряжение или произошел обрыв фазы, то момент двигателя I резко падает и под действием пружины флажок выбрасывается в видимую зону лицевой части прибора.

Основные технические данные авиагоризонта АГБ-3 приведены в табл. 3.

Авиагоризонт дистанционный АГД-1(с), подобно АГБ-3, обеспечивает экипаж ВС крупномасштабной аналоговой индикацией положения самолёта относительно плоскости истинного горизонта, выдаёт электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа в автопилот, курсовую систему, в контрольно-записывающую аппаратуру и т.д.

В комплект АГД-1 входят два прибора:

- трехстепенной гиродатчик (ГД) с дополнительной следящей рамой и системами маятниковой коррекции от электролитических уровней (ДЖМ), устанавливаемый в зоне центра масс ВС;
- указатели, дистанционно связанные с ГД двумя сельсинами следящими системами.

Электрокинематическая схема ГД с дополнительной следящей рамой CP приведена на рис. 4.5,б. Принцип отработки следящей рамы в сторону обратную накрениению γ самолёта, реализуемый индукционным датчиком $ИД$ и следящим двигателем $СД$, очевиден. Работа системы следящей рамы позволяет при эволюциях самолёта по крену сохранять взаимную перпендикулярность между осью OZ наружной рамы HP и вектором \bar{N} .

Как видно из упрощенной электрокинематической схемы комплекта АГД-1 (рис. 4.7), отклонения ВС по крену и тангажу воспринимаются ГД и передаются на указатель двумя идентичными следящими системами (с.с.) [10, 2]:

- с.с. по крену, которая состоит из сельсина-датчика 8 , сельсина-приёмника 11 , усилителя 9 и двигателя-генератора 10 ;
- с.с. по тангажу, состоящей из сельсина-датчика 14 , сельсина-приёмника 20 и двигателя-генератора 19 .

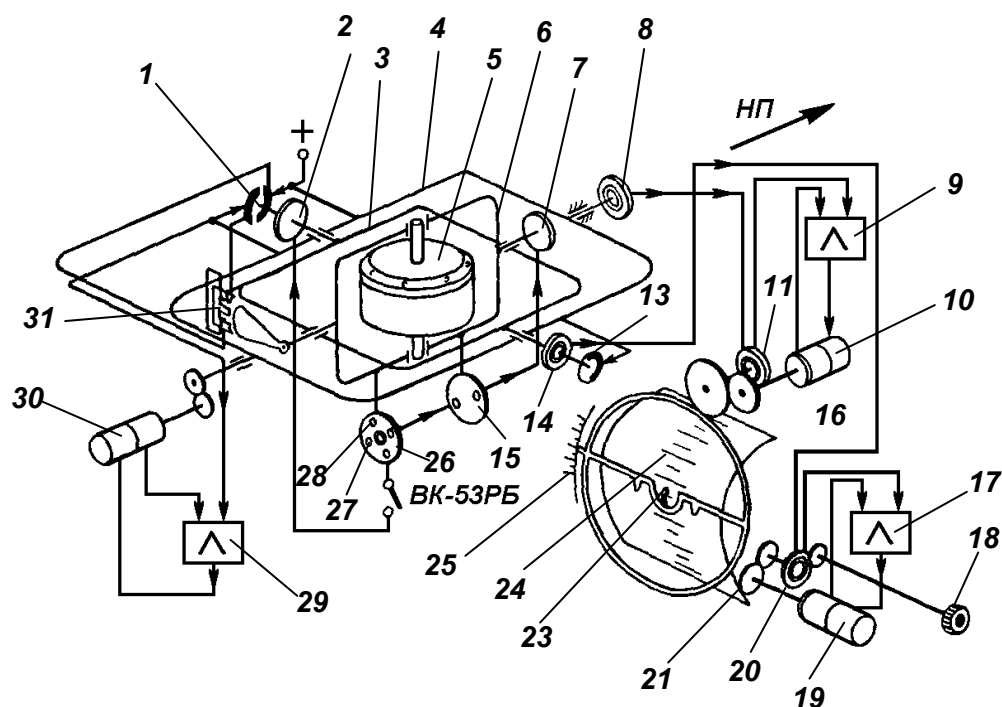


Рис. 4.7. Электрокинематическая схема дистанционного авиагоризонта АГД-1:

1, 13 – коммутатор; 2,7 – коррекционный двигатель; 3 – внешняя рамка; 4 – следящая рамка; 5 – ротор; 6 – внутренняя рамка; 8, 14 – сельсин-датчик; 9, 17, 29 – усилитель; 10, 19, 30 – двигатель-генератор; 11, 20 – сельсин-приемник; 12, 21 – редуктор; 15 – жидкостный отключатель; 16 – катушка; 18 – кремальера; 22 – силуэт самолета; 23 – нулевой индекс; 24 – шкала тангажа; 25 – шкала крена; 26 – электролитический уровень; 27, 28 – контакты электролитического уровня; 31 – индукционный датчик

Индикация положения самолёта относительно плоскости горизонта в АГД-1, как и в АГБ-3 (К), естественная, соответствующая образу полёта, который представляет экипаж о положении и эволюциях ВС относительно земли.

В АГД-1 применён дистанционный арретир, позволяющий быстро привести рамы прибора (ВР, НР на рис. 4.5,б) и ось ротора гиromотора \bar{H} в строго определенное положение относительно корпуса прибора, а значит, и осей ВС. При этом вектор \bar{H} устанавливается примерно по вертикали места.

Электрическая схема составлена таким образом, что в момент включения АГД-1 под напряжением арретирование происходит автоматически, без нажатия кнопки «Арретир» на лицевой части указателя.

Шкала указателя АГД-1, цена деления по каналам крена и тангажа, размещение указателя скольжения аналогичны таковым в АГБ-3(К).

По иному в АГД-1 происходит выдача экипажу сигнала об отказе питания: на лицевой стороне указателя размещена сигнальная лампа со шторкой, которая загорается, во-первых, после окончания процесса арретирования, во-вторых,

при неисправностях в цепях питания гиromотора переменным током 36 В 400 Гц и постоянным током ± 27 В.

Основные технические данные АГД-1 приведены в табл. 3.

Авиагоризонт резервный АГР-74 представляет собой трёхстепенной гироскоп с вертикально расположенной осью вращения ротора. Ориентация осей рамок карданова подвеса ротора на ВС полностью совпадает с таковой в АГБ-3 (К) (см. на рис. 4.5,а).

В АГР-74 использована механическая шариковая коррекция, подробно рассмотренная в п. 4.4.

Кинематическая схема АГР-74 приведена на рис. 4.8.

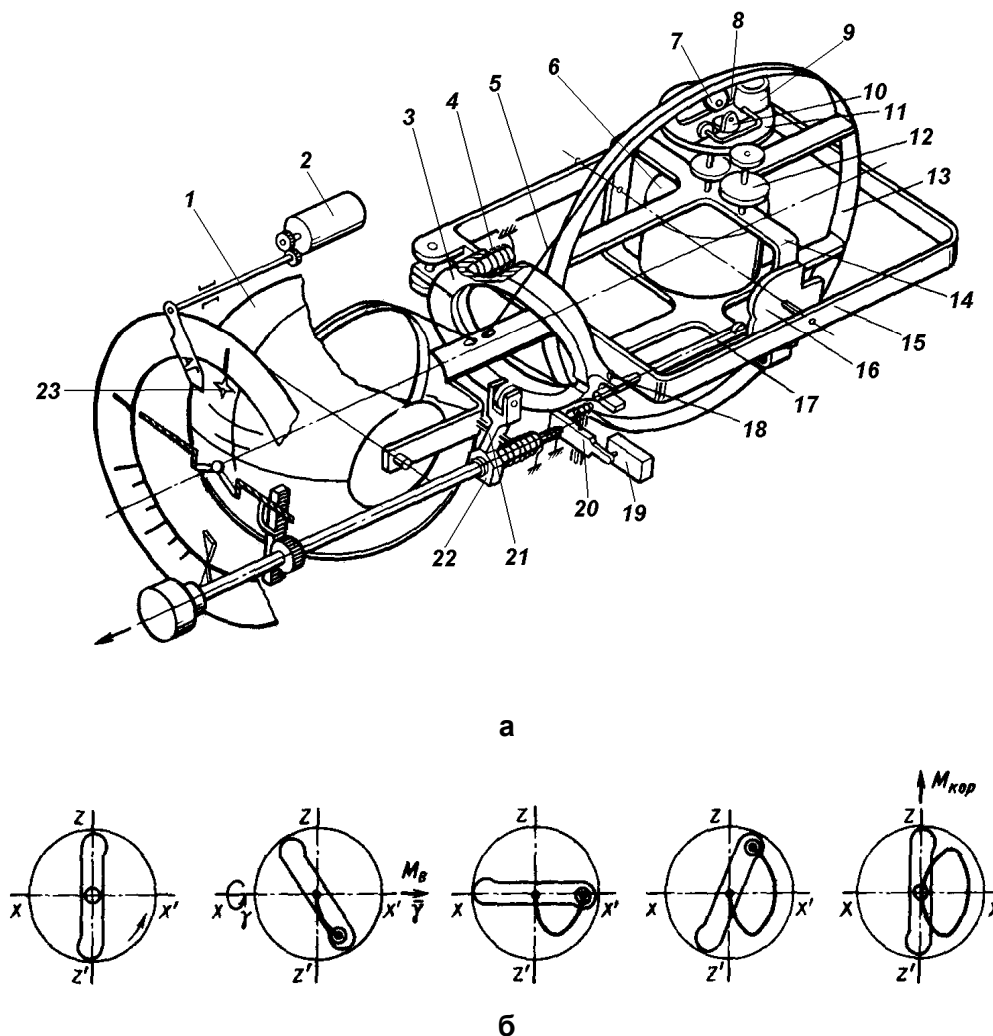


Рис. 4.8. Авиагоризонт резервный АГР-74:

а – кинематическая система авиагоризонта АГР-74: 1 – картушка, 2 – сигнализатор, 3 – кулачок, 4 – пружина, 5 – тросик, 6 – гироскоп, 7 – шарик, 8 – направляющая, 9 – маятник, 10 – упоры, 11 – корректор, 12 – редуктор гиروزла, 13 – шкив, 14 – внутренняя рама, 15 – внешняя рама, 16 – кулачок, 17 – толкатель, 18 – палец, 19 – микропереключатель, 20, 21 – рычаги, 22 – каретка, 23 – индекс; **б** – схема образования корректирующего момента

Гиросистема авиагоризонта имеет все эксплуатационно необходимые узлы, позволяющие производить индикацию углов крена и тангажа ВС, а также контролировать исправность цепей питания гиromетра:

- арретирующее устройство;
- шкалы крена, тангажа;
- отсчётный индекс 23;
- электронный блок контроля исправности;
- сигнализатор отказа 2 с бленкером АГ;
- устройство управления, состоящее из подвижной каретки 22, пружины 4, штока и ручки, находящейся на лицевой части прибора.

АГР-74, равно как и АГР-72, имеет индикацию типа «вид с самолёта на землю». Подвижными элементами системы индикации служат картушка 1 с нанесенной на ней шкалой тангажа, экран с индексом «зенит» 23 и индексом крена в противоположной нижней части, закреплённый на внешней раме 15. Неподвижными – силуэт самолётника и шкала крена. Картушка тангажа связана с гиروضломом (внутренняя рама и ротор) тросиковой передачей 5.

Окраска элементов индикации:

- верхняя часть шкалы тангажа – голубым цветом (небо);
- нижняя часть – коричневым (земля);
- силуэт самолётника – оранжевым;
- шкала крена – чёрным цветом;
- индексы деления шкал – белым цветом.

При горизонтальном полёте ВС с постоянной скоростью и нормальной его центровкой линия горизонта шкалы тангажа при совмещённом индексе кремальеры с нулевой отметкой шкалы кремальеры должна совпадать с силуэтом самолётника, а нулевая отметка шкалы крена – с индексом крена. Изменение угла атаки, например, вследствие изменения центровки ВС, авиагоризонт показывает как набор высоты или снижение. Если установлено, например, по вариометру и указателю скольжения, что ВС летит горизонтально, то нет необходимости запоминать постоянное смещение линии горизонта относительно нулевой отметки. Следует, вращая ручку кремальеры, совместить линию горизонта шкалы

тангажа с силуэтом самолётка и от этого положения определять углы тангажа. Если изменится скорость полета, высота полета или центровка ВС, то это вызовет изменение угла атаки, и при установившемся режиме полета следует повторно произвести совмещение силуэта самолётка с линией горизонта шкалы тангажа поворотом ручки кремальеры.

При наборе высоты (без крена) нулевая отметка шкалы крена совпадает с индексом крена, силуэт самолётка находится на голубом фоне, при снижении – на коричневом фоне.

При правом крене без набора высоты или без снижения индекс крена смещается вправо относительно нулевой отметки шкалы крена. При этом правое крыло силуэта самолётка находится на коричневом фоне, а левое – на голубом.

При левом крене индекс крена смещается влево относительно нулевой отметки шкалы крена, и левое крыло силуэта самолётка находится на коричневом фоне, а правое – на голубом.

4.7. Гировертикали с использованием принципа силовой стабилизации платформ

Широкое применение в ГА нашли центральные гировертикали (ЦГВ) и малогабаритные гировертикали (МГВ) как датчики углов, крена и тангажа ВС. В каждой из схем этих гироскопических вертикалей, при сохранении двух систем маятниковой коррекции (см. п. 4.3), непрерывно работают в полёте два контура силовой гироскопической стабилизации [2]. Благодаря использованию принципа силовой гироскопической стабилизации достигнута высокая точность измерения углов крена и тангажа ВС в реальных условиях полёта, при достаточно больших моментах сил трения в осях карданова подвеса платформы (см. табл. 3).

Суть принципа силовой гироскопической стабилизации продемонстрирована на схеме ЦГВ, приведённой на рис. 4.9. На платформе П, стабилизируемой относительно вертикали ОУ, размещены два гиروزла ГУ с роторами, вращающимися в разные стороны. Каждый гиروزел представляет собой двух-

степенной гироскоп, на полуосях рамки которого закреплен ротор коррекционного мотора ($КМ_2, КМ_3$), работой которого по ранее описанному алгоритму (п. 4.3) управляет жидкостный электролитический маятник типа ДЖМ, а также датчик угла прецессии ДУП. Электрическое напряжение ДУП, возникающее в результате прецессии ГУ, поступает на стабилизирующий двигатель ($СД_\gamma, СД_\vartheta$) соответствующего канала для разворота платформы или рамы Р в сторону, обратную вращению ВС.

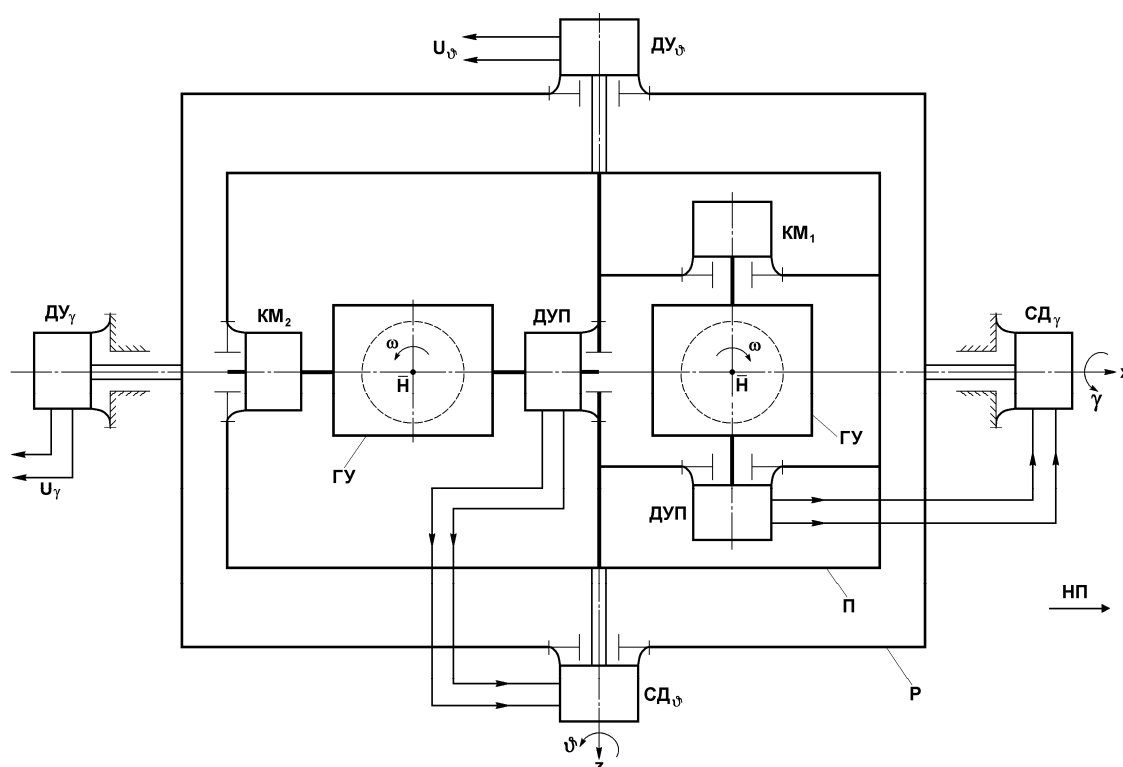


Рис. 4.9. Схема центральной гировертикали с силовой гиросtabilизацией

Представим, например, что самолёт разворачивается для перехода в режим набора высоты. При этом вектор угловой скорости \vec{W}_z вращения ВС направлен по оси OZ . В соответствии с законом прецессии ось вращения левого ГУ начнёт двигаться в сторону вектора \vec{W}_z . Под действием ДУП этого гиросузла стабилизирующий двигатель $СД_\vartheta$ мгновенно отработает платформу П в сторону, обратную развороту самолёта. Тем самым сохранится стабилизированное положение платформы в пространстве, а с датчика угла $ДУ_\vartheta$ пойдёт сигнал U_ϑ в указатели системы авиагоризонтов, систему автоматического управления ВС, контрольно-записывающую аппаратуру и другим потребителям.

Аналогично действует второй канал стабилизации платформы и рамы при эволюциях ВС по крену. В решении этой задачи использованы правый гиروزел ГУ, его ДУП и стабилизирующий двигатель СД_γ.

Совместной работой двух каналов стабилизации платформы и системы маятниковой коррекции, с отклонением её поперечного канала на виражах, обеспечивается высокая точность центральной и малогабаритной гировертикалей (см. табл. 3). Кинематические схемы ЦГВ и МГВ приведены на рис. 4.10, 4.11.

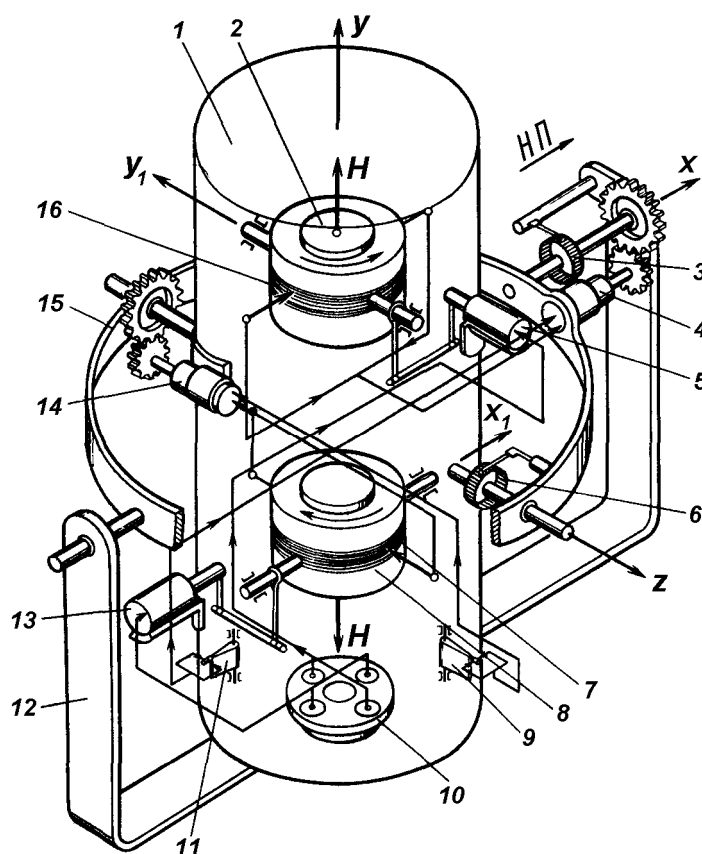


Рис. 4.10. Кинематическая схема ЦГВ:

1 – платформа (внутренняя рама); 2, 8 – гироскопы в кожухах (гирузлы); 3, 6 – потенциометрические датчики углов крена и тангажа; 4, 11 – разгрузочные двигатели; 5, 13 – коррекционные моторы; 7, 16 – управляющие потенциометры; 9, 11 – маятники системы ускоренного восстановления; 10 – жидкостный маятниковый переключатель; 12 – рама; 15 – внешняя рама

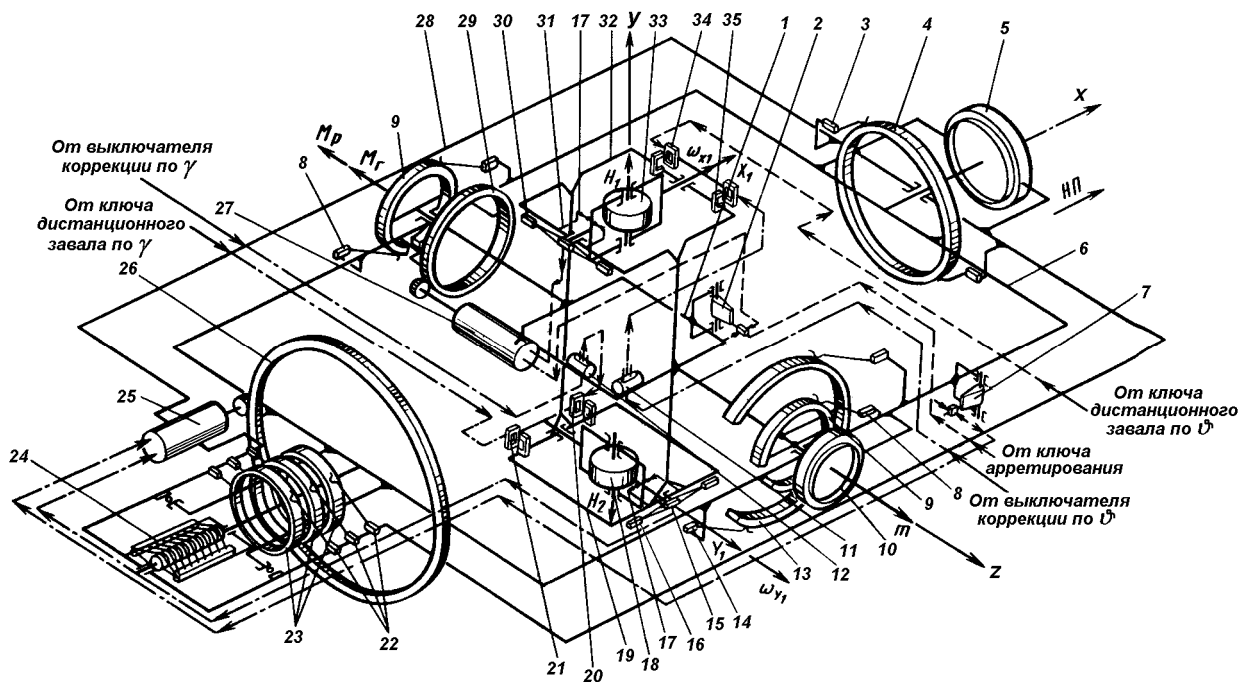


Рис. 4.11. Кинематическая схема прибора МГВ-1С:

1 – внутренняя рама; 2, 7 – механические маятники; 3, 8, 14, 22 – щеточные узлы; 4, 9, 13, 23 – потенциометры; 5, 10 – синусно-косинусные трансформаторы; 6 – наружная рама; 11, 12 – жидкостные маятниковые переключатели; 15, 31 – щеточные узлы потенциометра разгрузки; 16, 30 – потенциометры разгрузки; 17 – упор; 18, 33 – роторы в кожухе; 19, 32 – гироскопы; 20, 21, 34, 35 – моментные датчики; 24 – коллектор; 25, 27 – двигатели разгрузочные; 26, 29 – зубчатые колеса; 28 – корпус прибора

Таблица 3

Основные данные авиагоризонтов

Характеристики авиагоризонтов	ЦГВ	МГВ-1С	АГД-1	АГБ-3	АГР-74	АГР-81
Напряжение питания, В:						
– переменного тока, частотой 400 Гц	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6
– постоянного тока	–	–	±27	±27	–	27
Рабочие углы, град:						
– крена	±180	±180	360	360	±360	±360
– тангажа	±70	±60	360	±80	±85	±75
Погрешность в определении углов, град:						
– крена	±0,4	±0,4	±0,25	±1 (в диапазоне углов 0÷30°)	±1	±25
– тангажа	±0,4	±0,4	±0,2	±2 (в диапазоне от 30° и более)	±1	±25

Окончание табл. 3

Характеристики авиагоризонтов	ЦГВ	МГВ-1С	АГД-1	АГБ-3	АГР-74	АГР-81
Погрешность после 15 мин разворота, град	не более ± 2	не более ± 6	не более ± 5	не более ± 3	не более ± 25	не более ± 25
Время готовности к работе, мин	не более 4	не более 3	2	1,5	3	2
Масса, кг	7,8	5,6	9,6	4,2	2,5	2

Контрольные вопросы

1. Можно ли использовать физические маятники в качестве измерителей углов крена и тангажа ВС?
2. Почему астатический свободный трехстепенной гироскоп не пригоден для определения истинной вертикали места при многочасовом полёте ВС?
3. Какие факторы вызывают отклонение вертикальной оси вращения ротора трёхстепенного гироскопа от истинной вертикали места при выполнении полёта?
4. Что даёт объединение трёхстепенного гироскопа с вертикально расположенной осью ротора с системами маятниковой коррекции?
5. Нарисуйте электрическую схему поперечной коррекции авиагоризонта с элементом отключения коррекции на виражах ВС.
6. Объясните физическую картину появления «зоны застоя» в корректируемой гировертикали.
7. С какой точностью реально выдерживается направление оси вращения ротора авиагоризонта или платформы гировертикали в направлении истинной вертикали места до старта ВС и в полёте?
8. Как реально уменьшаются погрешности гировертикалей при разгоне или торможении ВС, а также на виражах?
9. Приведите упрощенную кинематическую схему авиагоризонта АГБ-3К и по ней объясните принцип измерения углов крена и тангажа ВС.
10. Как контролируется членами экипажа исправность цепей электропитания гиromоторов и сельсинов в авиагоризонтах АГБ-3К и АГД-1С?
11. Какой принцип индикации углов крена и тангажа использован в АГБ-3К и АГД-1С?

12. Для чего предназначены системы арретирования в авиагоризонтах и гировертикалях?
13. Какой принцип индикации углов крена и тангажа использован в АГР-74?
14. Как контролируется членами экипажа исправность цепей электропитания гиromоторов в АГР-74?

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов/ Г.И. Клюев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов. – Ульяновск: УлГТУ, 2005. – 509 с.
2. Авиационные приборы и измерительные системы / Под ред. В.Г. Воробьёва. – М.: Транспорт, 1981. – 391 с.
3. Нормы лётной годности гражданских самолётов. – М.: ЦАГИ, 1985. – 470 с.
4. Нормы лётной годности гражданских самолётов. Технические требования к оборудованию самолёта. – М.: ЦАГИ, 1987. – 325 с.
5. Михайлов, О.И. Авиационные приборы / О.И. Михайлов, И.М. Козлов, Ф.С. Гергель. – М.: Машиностроение, 1977. – 415 с.
6. Авиационные приборы: учеб. пособие для курсантов ВАТУ / Под общ. ред. С.С. Дорофеева. – М.: Воениздат, 1992.
7. Богданченко, Н.М. Курсовые системы и их эксплуатация на самолётах / Н.М. Богданченко. – М.: Транспорт, 1983. – 223 с.
8. Богданченко, Н.М. Курсовые системы и навигационные вычислители самолётов / Н.М. Богданченко. – М.: Транспорт, 1978. – 271 с.
9. Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации / Под общ. ред. П.А. Иванова. – М.: Машиностроение, 1989. – 340 с.
10. Боднер, В.А. Измерительные приборы. В 2 т. / В.А. Боднер, А.В. Алферов. – М.: Издательство стандартов, 1986.
11. Боднер, В.А. Приборы первичной информации / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.

12. Селезнев, В.П. Навигационные устройства / В.П. Селезнев. – М.: Машиностроение, 1974. – 223 с.
13. Тищенко, Н.М. Введение в проектирование сложных систем автоматики / Н.М. Тищенко. – М.: Энергия, 1976. – 305 с.
14. Иванов, Ю.П. Комплексование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов / Ю.П. Иванов, А.Н. Синяков, И.В. Филатов. – Л.: Машиностроение, 1984. – 207 с.
15. Руководство по проектированию систем автоматического управления / Под ред. проф. В.А. Бесекерского. – М.: Высшая школа, 1983. – 296 с.
16. Бесекерский, В.А. Теория систем автоматического регулирования / В.А. Бесекерский, Е.П. Попов. – М.: Наука, 1972. – 767 с.
17. Диалоговая система проектирования автоматических систем. – М.: МАИ, 1982. – 364 с.
18. Буловский, П.И. Надёжность приборов систем управления / П.И. Буловский, М.Г. Зайденберг. – Л.: Машиностроение, 1975. – 326 с.

АНТОНЕЦ
ЕВГЕНИЙ ВАСИЛЬЕВИЧ

СМИРНОВ
ВИТАЛИЙ ИВАНОВИЧ

ФЕДОСЕЕВА
ГАЛИНА АЛЕКСАНДРОВНА

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ
И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

В 2 частях

Часть 1

Редактирование Е.С. Дергилева

Компьютерная верстка Н.П. Яргункина

Подписано в печать .2007. Формат 60×90/16. Бумага газетная

Печать офсетная. Усл. печ. л. 7,5. Уч.-изд. л. 6,35.

Тираж

Заказ

РИО и УОП УВАУ ГА. 432071, Ульяновск, ул. Можайского , 8/8.