

**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 2

Ульяновск 2007

ББК О567 я7 + О571-521 я7

А20

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

Авиационные приборы и пилотажно-навигационные комплексы: учеб. пособие. В 2 ч. / сост. Е.В. Антонец, В.И. Смирнов, Г.А. Федосеева. – Ч. 2. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2007. – 83 с.

Подробно рассмотрены курсовые приборы и системы; комплекс приборов контроля работы авиадвигателей; средства предупреждения критических режимов полёта.

По каждому типу измерителей приведены принцип работы и схема прибора, показаны причины появления и законы изменения погрешностей. Даны способы их компенсации и учёта членами экипажа при выполнении полета.

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. Средства измерения курса	3
2. Приборы контроля работы силовых установок и функциональных систем.....	30
3. Приборы и системы предупреждения и предотвращения критического режима полёта воздушного судна.....	48
Библиографический список.....	81

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

© Ульяновск, УВАУ ГА, 2007

1. СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА

1.1. Общие сведения об измерителях курса

Под курсом понимают угол между вертикальной плоскостью, принятой за начало отсчета, и проекцией продольной оси воздушного судна на плоскость горизонта. Угол отсчитывается по часовой стрелке в пределах от 0 до 360°. В зависимости от того, какая плоскость принята за начало отсчета, различают:

- истинный курс ψ – угол, отсчитываемый от плоскости истинного (географического) меридиана;
- магнитный курс ψ_m – угол, отсчитываемый от плоскости магнитного меридиана;
- относительный (или условный) курс $\psi_{отн}$ – угол, отсчитываемый от произвольно выбранной вертикальной плоскости, например, от вертикальной плоскости, проходящей через точку взлета и точку предполагаемой посадки.

Есть еще так называемый компасный курс ψ_k , для которого отсчет курса осуществляется от вертикальной плоскости, в которой находится стрелка магнитного компаса. По ряду причин, которые будут рассмотрены позже, компасный и магнитный курсы могут не совпадать.

Измерение курса осуществляют различными методами, среди которых можно выделить магнитный, индукционный, гироскопический, радиотехнический и астрономический.

Магнитный метод основан на определении магнитного меридиана с помощью постоянного магнита, находящегося в магнитном поле Земли.

Индукционный метод принципиально ничем не отличается от магнитного метода, только для определения направления магнитного поля Земли используется индукционный датчик магнитного поля.

В гироскопическом методе используется свойство свободного гироскопа, на который не действуют моменты сил, сохранять в мировом пространстве направление главной оси неизменным.

Астрономический метод реализуется с помощью астрокомпаса пеленгацией небесных светил, а радиотехнический – с помощью пеленгации передающих радиостанций и радиомаяков, положение которых известно с высокой точностью.

Магнитный метод измерения курса применяется очень давно. Известно, что Земля представляет собой огромный постоянный магнит, полюсы которого не совпадают с географическими полюсами. Например, географические координаты северного магнитного полюса составляют $\varphi = 72^\circ$ северной широты и $\lambda = 96^\circ$ западной долготы. Таким образом, магнитный полюс расположен под углом $11,5^\circ$ к оси вращения Земли. Если в магнитное поле Земли поместить постоянный магнит (например, стрелку компаса), то он будет ориентироваться по геомагнитным силовым линиям.

Геомагнитное поле характеризуется вектором напряженности \mathbf{H} (или вектором магнитной индукции \mathbf{B}), который расположен по касательной к силовым линиям магнитного поля Земли. Вблизи экватора вектор \mathbf{H} направлен параллельно земной поверхности.

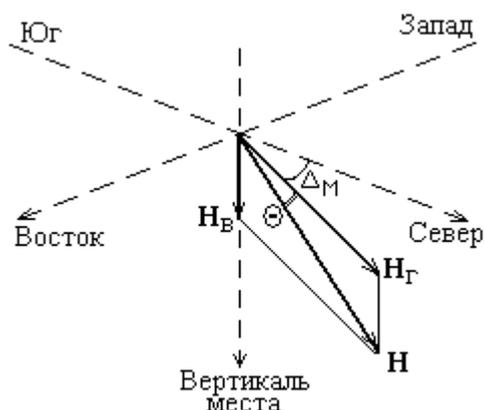


Рис. 1.1. Элементы геомагнитного поля

Вблизи полюсов угол между вектором \mathbf{H} и плоскостью горизонта приближается к 90° . В любой другой области околоземного пространства вектор \mathbf{H} направлен под произвольным углом к земной поверхности, зависящим от координат точки измерения. На рис. 1.1 показаны элементы геомагнитного поля. Вектор напряженности магнитного поля Земли можно разложить на горизонтальную $\mathbf{H}_Г$ и вертикальную $\mathbf{H}_В$ составляющие. Угол между горизонтальной составляющей $\mathbf{H}_Г$ и географическим меридианом называется магнитным склонением Δ_M . Склонение считается положительным, если вектор $\mathbf{H}_Г$ направлен к востоку от географического меридиана, и отрицательным, если он направлен к западу.

Угол между вектором \mathbf{H} и его горизонтальной составляющей $\mathbf{H}_Г$ называется наклоном θ . Склонение и наклонение изменяются как по величине, так и по знаку в зависимости от географических координат места. Их величины нанесены

на специальные магнитные карты и соединены линиями – изоклинами, для которых $\theta = \text{const}$, и изогонами, для которых $\Delta_M = \text{const}$.

1.2. Магнитный компас

Магнитным компасом называется устройство, с помощью которого определяется направление магнитного меридиана. В настоящее время магнитные компасы не являются основными навигационными приборами. Однако благодаря их важному достоинству – автономности в работе – до сих пор используются в авиации в качестве резервных курсовых приборов, не требующих никакого электрического питания.

Широко используемый в авиации магнитный компас КИ-13 (рис. 1.2) представляет собой пластмассовый корпус 1 шарообразной формы, внутри которого находится пара постоянных магнитов 2 с одинаково направленными полюсами. Магниты крепятся к поплавку 5, имеющему картушку (шкалу) 3, и опираются на подпятник 4, представляющий собой подшипник. Подшипник крепится к корпусу с помощью пружины. Вертикальный неподвижный индекс 6 служит для отсчета показаний курса по шкале. Корпус прибора заполнен вязкой прозрачной жидкостью так, что вся подвижная часть компаса находится на плаву. Это приводит к резкому уменьшению давления на подшипник, в результате чего уменьшается и трение в нем. Устройство 7 предназначено для уменьшения девиаций компаса.

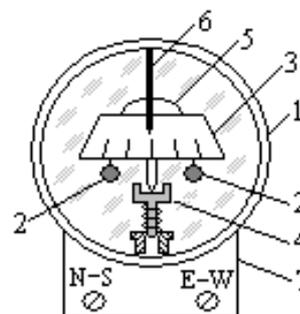


Рис. 1.2. Кинематическая схема магнитного компаса

Магнитная система компаса реагирует на окружающее магнитное поле, которое складывается из поля Земли, а также поля от намагниченных ферромагнитных масс, расположенных на борту воздушного судна, и поля, создаваемого работающим электрооборудованием. Поэтому магнитная система устанавливается

не по направлению магнитного меридиана, а имеет некоторую погрешность δ_m , называемую магнитной девиацией. Компас в этом случае показывает так называемый компасный курс ψ_k , который связан с магнитным курсом ψ_m соотношением

$$\psi_m = \psi_k + \delta_m.$$

Магнитная девиация δ_m включает в себя три составляющие δ_1 , δ_2 и δ_3 . Первая составляющая δ_1 имеет постоянное значение при всех курсах. Эта постоянная девиация определяется главным образом неточной установкой компаса на борту воздушного судна.

Девиация δ_2 периодически изменяется при смене курса, дважды принимая максимальное значение (по абсолютной величине) при изменении курса в пределах от 0 до 360°. Отсюда и название девиации – полукруговая. Причина ее появления – в магнитных полях, создаваемых магнитотвердыми объектами на борту самолета, а также в постоянных полях, создаваемых электрооборудованием. Магнитотвердые объекты – это ферромагнитные тела, которые, будучи намагниченными, сохраняют это состояние в течение длительного времени. Поскольку полукруговая девиация является следствием появления постоянных магнитных полей, то ее можно устранить, компенсируя эти поля. Задачу по устранению полукруговой девиации как раз и решает девиационный прибор 7 (см. рис. 1.2), в котором за счет перемещения постоянных магнитов создается нужное компенсирующее поле.

Четвертная девиация δ_3 , как и полукруговая δ_2 , является периодической функцией курса, но максимальное значение она принимает четыре раза при изменении курса в диапазоне от 0 до 360°. Она появляется как следствие полей, создаваемых магнитомягкими объектами. Эти объекты способны намагничиваться под воздействием магнитного поля Земли, но поскольку ориентация таких объектов относительно поля Земли изменяется при смене курса, то и характер зависимости δ_3 от курса отличается от аналогичной зависимости для δ_2 . Кроме того, четвертную девиацию с помощью системы постоянных магнитов устранить нельзя. Метод компенсации четвертной девиации в курсовых системах будет рассмотрен позже.

Все составляющие магнитной девиации можно определить экспериментально, для чего самолет помещают на специальную горизонтальную площадку, удаленную не менее чем на 100 м от стоянок других самолетов, аэродромных сооружений, бетонированных взлетно-посадочных полос, армированных железом. Затем самолет разворачивают на заданные магнитные курсы, измеряемые специальным девиационным пеленгатором, и сравнивают результаты пеленгатора с тем, что показывает компас. С помощью девиационного прибора (см. рис. 1.2) максимально устраняют полукруговую девиацию, после чего снимается график остаточной девиации. Этим графиком экипаж пользуется в полете для внесения поправок в показания компаса.

Кроме магнитной девиации, обусловленной наличием дополнительных магнитных полей, имеются еще ряд погрешностей (девиаций), среди которых можно выделить креновую погрешность. Она возникает при кренах, наборе высоты или снижении в результате изменения взаимного расположения ферромагнитных объектов относительно магнитной системы компаса, которая при эволюциях самолета стремится сохранить свое горизонтальное положение. Кроме того, при кренах на магнитную систему компаса оказывает влияние вертикальная составляющая поля Земли. Возникающая в результате этого погрешность зависит от магнитного курса, географической широты места и величины крена. Креновая погрешность может достигать значительных величин.

Имеется также инерционная погрешность, возникающая вследствие действия ускорений на картушку, «ножный» конец которой утяжелен для поддержания магнитной системы в горизонтальном положении. Под воздействием периодических возмущений, например, при полете в болтанку, возникают инерционные силы, заставляющие магнитную систему колебаться относительно указывающего индекса, что затрудняет отсчет показаний.

Кроме этого, имеются инструментальные погрешности, которые вызываются наличием сил трения в опорах, увлечением подвижной системы жидкостью при разворотах, изменением свойств жидкости при изменениях температуры.

1.3. Индукционный датчик магнитного курса

Индукционные датчики магнитного курса лишены многих недостатков, присущих магнитному компасу. В частности, они не имеют подвижной системы, которая вызывает большие погрешности, обусловленные наличием сил трения, увлечением системы жидкостью и дисбалансом.

Чувствительным элементом индукционного магнитного датчика является магнитный зонд, изображенный на рис. 1.3. Пермалловый магнитопровод 1 имеет две обмотки – первичную 2 и вторичную 3. Через первичную обмотку пропускается переменный ток, создающий переменные магнитные потоки в

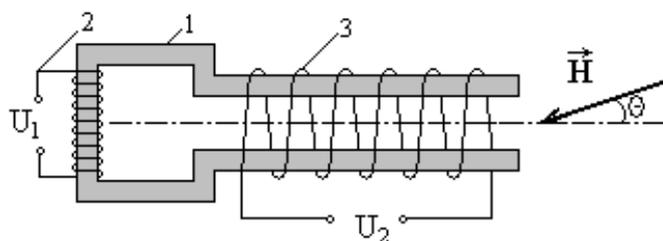


Рис. 1.3. Магнитный зонд

обоих стержнях горизонтальной части магнитопровода, на которые намотана вторичная обмотка. В любой момент времени мгновенные значения этих потоков равны по величине и противоположны по зна-

ку, то есть суммарный магнитный поток, пронизывающий витки вторичной обмотки всегда равен нулю. Поэтому при отсутствии внешнего магнитного поля напряжение на вторичной обмотке $U_2 = 0$.

Будем теперь считать, что зонд находится в постоянном магнитном поле, причем напряженность поля \mathbf{H} направлена под углом θ к оси зонда. Согласно закону электромагнитной индукции, напряжение на вторичной обмотке будет равно

$$U_2 = -N \frac{d\Phi}{dt} = -\frac{d}{dt} (\mu \cdot \mu_0 \cdot H \cdot S \cdot N \cdot \cos\theta), \quad (1.1)$$

где N – число витков во вторичной обмотке; Φ – магнитный поток, пронизывающий витки вторичной обмотки; μ – магнитная проницаемость магнитопровода; μ_0 – магнитная постоянная; H – напряженность измеряемого магнитного поля; S – площадь витка вторичной обмотки.

Для того чтобы на вторичной обмотке возникло напряжение U_2 , необходимо, чтобы хотя бы одна из величин в скобках выражения (1.1) изменялась во времени.

Если поле \mathbf{H} постоянно и его ориентация относительно оси датчика не меняется, то на первый взгляд напряжение U_2 всегда должно быть равно нулю. В действительности это не так, поскольку от времени может зависеть магнитная проницаемость μ . Как известно, магнитная проницаемость ферромагнитного объекта зависит от напряженности намагничивающего поля. При малой величине напряженности поля магнитная проницаемость μ велика (для пермаллоя μ превышает 10^3), а при большой напряженности поля, когда ферромагнетик намагничивается до насыщения, величина $\mu \approx 1$.

На рис. 1.4,*а* показано намагничивающее поле H_1 , создаваемое протекающим по первичной обмотке током. Как и напряжение U_1 , оно изменяется по гармоническому закону с частотой f и амплитудой, превышающей $H_{\text{нас}}$. Когда напряженность намагничивающего поля H_1 по абсолютной величине превышает $H_{\text{нас}}$, магнитная индукция практически постоянна (рис. 1.4,*б*), а магнитная проницаемость $\mu \approx 1$ (рис. 1.4,*в*). При этом частота изменения магнитной проницаемости в два раза выше, чем частота намагничивающего поля H_1 и напряжения на первичной обмотке U_1 .

Если поместить такой зонд в постоянное магнитное поле, то вторичную обмотку будет

пронизывать переменный магнитный поток и в результате на концах обмотки возникнет переменное напряжение U_2 (рис. 1.4,*г*), частота которого равна $2f$. Это напряжение несинусоидальное и поэтому имеет сложный спектр. Если с помощью селективного усилителя выделить вторую гармонику напряжения U_2 , то ее амплитуда будет пропорциональна напряженности измеряемого магнитного поля H .

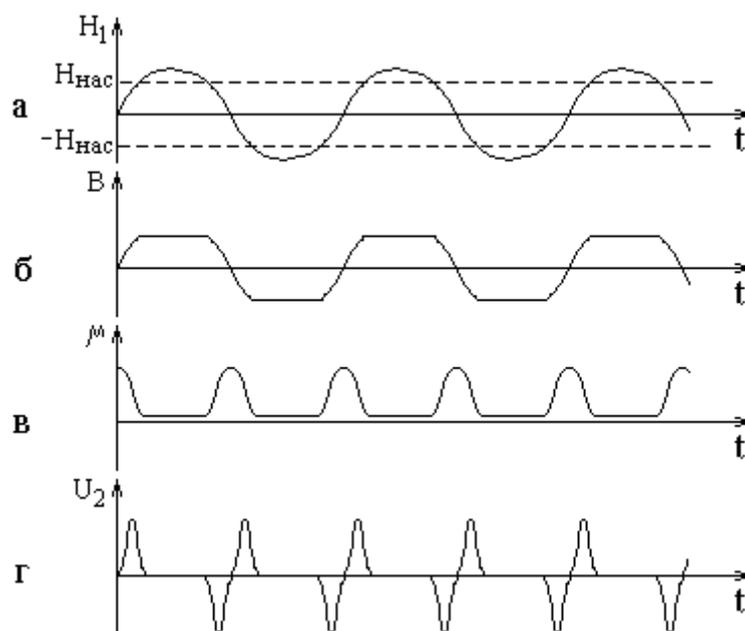


Рис. 1.4. К объяснению работы магнитного зонда

Как видно из выражения (1.1), сигнал с выхода усилителя зависит также от ориентации зонда относительно направления вектора \mathbf{H} . Расположив такой зонд параллельно поверхности Земли, можно с его помощью определять направление магнитного меридиана. Однако использовать его в качестве измерителя курса воздушного судна нельзя, так как его выходное напряжение зависит не только от ориентации зонда относительно магнитного меридиана, но и от географической широты места, где находится зонд. Это объясняется тем, что горизонтальная составляющая магнитного поля Земли, на которую и реагирует зонд, различна на разных широтах – максимальна на экваторе и минимальна в районе полюсов.

Поэтому в измерителях курса, в частности, в курсовых системах применяют компенсационный способ измерения, не зависящий от величины напряженности магнитного поля Земли, а определяющий только его направление. Суть его иллюстрирует схема, приведенная на рис. 1.5. Индукционный датчик состоит из трех одинаковых зондов, образующих правильный треугольник. Первичные обмотки возбуждения (на схеме не показаны) включены последовательно. Вторичные обмотки включены по схеме треугольника, вершины которого трехпроводной линией связи соединены со статорными обмотками сельсина M_1 , расположенного в коррекционном механизме курсовой системы.

Магнитное поле Земли будет наводить в зондах датчика не одинаковые ЭДС, а в соответствии с их пространственной ориентацией. Поэтому потенциалы на статорных обмотках сельсина зависят от направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли. Напряжение с роторных обмоток сельсина усиливается усилителем U и поступает на управляющие обмотки электродвигателя M_2 , ротор которого жестко связан с ротором сельсина. После подачи питания двигатель будет вращать ротор сельсина и установит его в такое положение, при котором напряжение на роторной обмотке станет равным нулю, тем самым система самобалансируется.

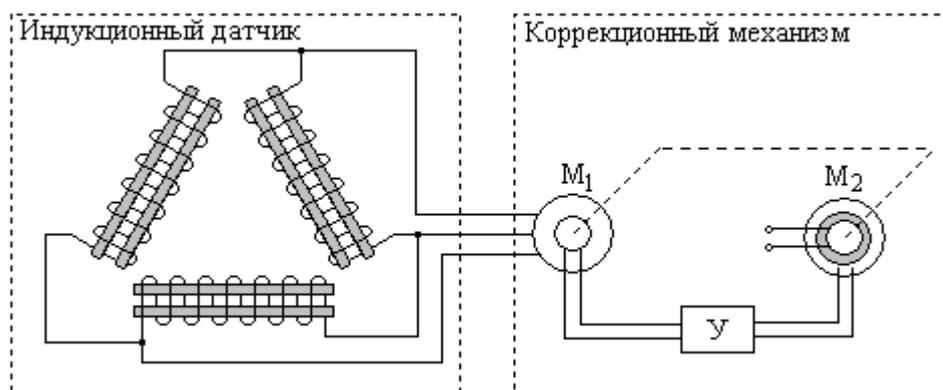


Рис. 1.5. Схема измерения магнитного курса с помощью индукционного датчика

При изменении в полете курса на некоторый угол $\Delta\psi$ изменяются потенциалы на статорных обмотках сельсина, в результате чего на его роторной обмотке возникнет напряжение, которое после усиления поступит на управляющую обмотку двигателя. Двигатель отработает это рассогласование, повернув ротор сельсина на такой же угол, на который изменился курс. Если же самолет летит неизменным курсом, то в процессе полета изменяется географическая широта места и, соответственно, горизонтальная составляющая магнитного поля Земли. Это приводит к пропорциональному изменению всех потенциалов на статорных обмотках сельсина, но не вызывает появления напряжения на его роторной обмотке. В результате двигатель останется неподвижным. Таким образом, все изменения курса будут сопровождаться поворотом ротора, а изменения географической широты места никакого влияния оказывать не будут.

Для повышения точности измерения курса магнитные зонды с жестко связанным с ними поплавком помещаются в кардановом подвесе корпуса прибора, заполненного жидкостью. Жидкость, поплавок и карданов подвес обеспечивают примерную горизонтальность магнитных зондов при кренах воздушного судна, уменьшая погрешность от вертикальной составляющей магнитного поля Земли. Следует отметить, что индукционный датчик – более совершенный измеритель курса, поскольку он обладает большей чувствительностью, в нем отсутствуют погрешности от увлечения картушки жидкостью при разворотах, а с помощью коррекционного механизма можно устранять четвертную девиацию.

1.4. Гиropolукомпас как измеритель ортодромического курса

Главным недостатком рассмотренных ранее измерителей курса – магнитного компаса и индукционного датчика – является невозможность их использования при полетах в высоких широтах (где горизонтальная составляющая магнитного поля Земли мала) и подверженность влиянию ускорений, возникающих при эволюциях воздушного судна. Свободным от этого недостатка является гиropolукомпас, представляющий собой трехстепенной гироскоп, главная ось которого удерживается в плоскости горизонта с помощью системы горизонтальной коррекции. Гиropolукомпас измеряет ортодромический курс, то есть отклонение воздушного судна от ортодромии. Ортодромия представляет собой дугу большого круга, плоскость которого проходит через центр Земли и две заданные точки на ее поверхности. Таким образом, ортодромия – это кратчайшее расстояние между двумя точками на поверхности Земли, поэтому полеты выгодно совершать по ортодромии.

Гиropolукомпасом пользуются при разворотах самолета на заданный угол и для выдерживания полета по заданному курсу. В гиropolукомпасе используется способность гироскопа эффективно сопротивляться внешним возмущениям и в течение некоторого времени сохранять почти неизменным направление главной оси в пространстве. В отличие от магнитного компаса, гиropolукомпас не способен самостоятельно отыскивать какое-либо направление на Земле, а может только его запоминать (отсюда и название – гиropolукомпас). Таким образом, в течение некоторого времени им можно

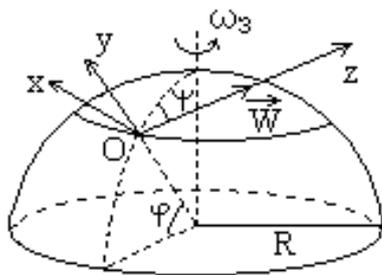


Рис. 1.6. К определению ухода главной оси курсового гироскопа

пользоваться для определения курса, после чего показания необходимо корректировать (или осуществлять коррекцию непрерывно).

Прежде чем рассматривать принцип действия гиropolукомпаса, выясним поведение свободного гироскопа, установленного на самолете, совершающем полет относительно поверхности Земли. Пусть главная ось гироскопа Oz совпадает с вектором путевой скорости \mathbf{W} и в начальный момент времени лежит в плоскости

в течение некоторого времени сохранять почти неизменным направление главной оси в пространстве. В отличие от магнитного компаса, гиropolукомпас не способен самостоятельно отыскивать какое-либо направление на Земле, а может только его запоминать (отсюда и название – гиropolукомпас). Таким образом, в течение некоторого времени им можно

горизонта (рис. 1.6). Ось внешней рамы Oy направлена вертикально, а ось внутренней рамы Ox перпендикулярна осям Oz и Oy . Самолет летит истинным курсом ψ на географической широте φ , имея путевую скорость W . На рис. 1.6 через ω_3 обозначена угловая скорость вращения Земли вокруг собственной оси, через R – радиус Земли.

Будет ли изменяться угол ψ , то есть курс самолета, при прямолинейном его движении со скоростью W ? Как показывают расчеты и эксперимент, будет изменяться не только курс, но возникнет также уход главной оси гироскопа из плоскости горизонта. Причин этому две. Первая причина – суточное вращение Земли. Вторая причина заключается в том, что самолет летит параллельно поверхности Земли, обладая при этом некоторой угловой скоростью. Как показывают расчеты, угловые скорости вращения внешней и внутренней рам гироскопа относительно осей Oy и Ox будут определяться выражениями

$$\omega_y = \omega_3 \cdot \sin \varphi + \frac{W}{R} \operatorname{tg} \varphi \cdot \sin \psi, \quad (1.2)$$

$$\omega_x = \omega_3 \cdot \cos \varphi \cdot \sin \psi + \frac{W}{R}. \quad (1.3)$$

Следовательно, свободный гироскоп, установленный на самолете и в начальный момент времени ориентированный по какому-либо направлению, не сохраняет первоначальную ориентацию относительно географической системы координат. Будет происходить уход гироскопа в азимуте со скоростью ω_y и уход из плоскости горизонта со скоростью ω_x . Углы, на которые отклоняется главная ось гироскопа от первоначально выставленного положения, довольно значительны. Так, например, при полете курсом $\psi = 30^\circ$ на широте $\varphi = 30^\circ$ со скоростью $W = 800$ км/ч отклонение от вертикали составит примерно 14° , а уход в азимуте – примерно $7,5^\circ$ за один час полета. Использовать такой гироскоп для измерения курса без системы коррекции невозможно.

Система коррекции должна обеспечить неизменное положение главной оси относительно географической системы координат. Для этого необходимо, чтобы выполнялись условия $\omega_x = 0$ и $\omega_y = 0$. Первое условие означает, что главная ось в процессе полета должна оставаться в горизонтальной плоскости. Это

обеспечивает система горизонтальной коррекции, аналогичная той, что, например, используется в авиагоризонтах.

Для того чтобы скомпенсировать уход гироскопа в азимуте, необходимо с помощью системы коррекции обеспечить прецессию гироскопа вокруг оси внешней рамы со скоростью ω_y , но в противоположном направлении. Эта скорость, как следует из выражения (1.2), не является постоянной. Она зависит от широты места φ и от курса ψ . Таким образом, для того чтобы определить с помощью гироскопа курс самолета, надо использовать систему коррекции, которая должна вырабатывать управляющий сигнал, зависящий от курса. Получается замкнутый круг. Все упрощается для случая полета самолета по ортодромии.



Рис. 1.7. К определению изменения курсового угла при полете по ортодромии

Будем считать, что самолет за время dt переместился по ортодромии из точки A в точку B (рис. 1.7). Из рисунка видно, что угол между путевой скоростью и плоскостью горизонта изменился на величину $d\psi$. Как показывают расчеты, скорость изменения курса в процессе полета по ортодромии определяется выражением

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{W}{R} \operatorname{tg}\varphi \cdot \sin \psi.$$

Данное выражение полностью совпадает со вторым слагаемым в правой части выражения (1.2). Это означает, что при определении ортодромического курса достаточно компенсировать только первую составляющую ω_y , равную $\omega_3 \cdot \sin\varphi$. В гирополукомпасах это обеспечивает система азимутальной коррекции.

На рис. 1.8 представлена упрощенная электрокинематическая схема гирополукомпаса ГПК-52АП, предназначенного для длительного выдерживания заданного курса при полете по ортодромии и совершения точных разворотов. Внешняя ось карданова подвеса гироскопа удерживается на самолете вертикально. Главная ось ротора 3 гироскопа удерживается в плоскости горизонта с помощью системы горизонтальной коррекции, включающей в себя однокоординатный электролитический маятник 12 и коррекционный двигатель 1.

При уходе главной оси из плоскости горизонта с маятника снимается сигнал, который поступает на управляющие обмотки двигателя, что создает момент, заставляющий вернуться внутреннюю раму гироскопа в горизонтальное положение. При разворотах самолета контакт 13 размыкается с помощью выключателя коррекции, так как электролитический маятник при наличии ускорений работает с большими погрешностями.

Азимутальная коррекция осуществляется с помощью системы, содержащей двигатель 11, ротор которого жестко связан с осью внутренней рамы, а статор закреплен на внешней раме. На управляющие обмотки двигателя поступает сигнал с двух потенциометров 9 и 10. Потенциометр 9 называется широтным. С него снимается сигнал, пропорциональный $\omega_3 \cdot \sin\varphi$, который управляет моментом двигателя 11, что позволяет компенсировать уход гироскопа в азимуте, вызванный суточным вращением Земли.

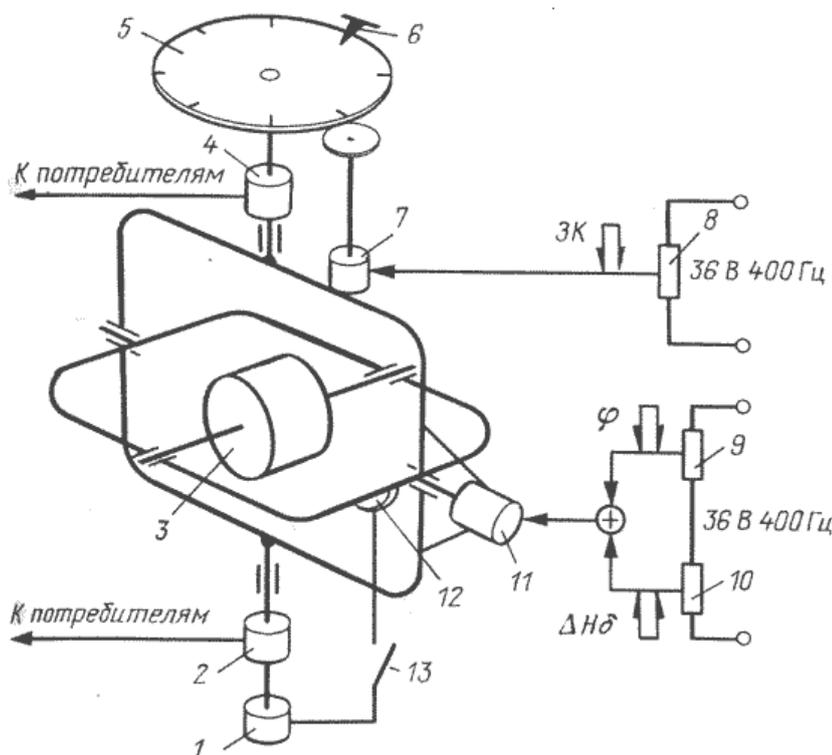


Рис. 1.8. Электрокинематическая схема гиropolукомпаса ГПК-52АП

Потенциометр 10 называется поправочным или потенциометром небаланса. Он служит для компенсации ухода гироскопа в азимуте, вызванного в основном несбалансированностью гироскопа, то есть несовпадением центра масс гироскопа

с его геометрическим центром, а также трением в осях карданова подвеса, тепловыми нагрузками и так далее.

Отсчет курса производится по индексу 6, нанесенному на неподвижную часть прибора, и шкале 5, связанной с внешней рамой через редуктор и двигатель 7. При разворотах самолета индекс перемещается относительно шкалы, пилот воспринимает подвижную шкалу. С потенциометра 2 и сельсина 4 потребители получают сигнал, пропорциональный ортодромическому курсу.

Двигатель 7, управляемый потенциометром 8 задатчика курса ЗК, служит для установки шкалы на заданный курс, причем при работе двигателя поворачивается только шкала, а гироскоп неподвижен. Потенциометры 8, 9 и 10 расположены в пульте управления гиropolукомпаса .

Кроме непосредственно самого гиropolукомпаса и пульта управления в комплект ГПК-52АП входит также указатель, одновременно являющийся задатчиком курса. Схема связи гиropolукомпаса с указателем представлена на рис. 1.9.

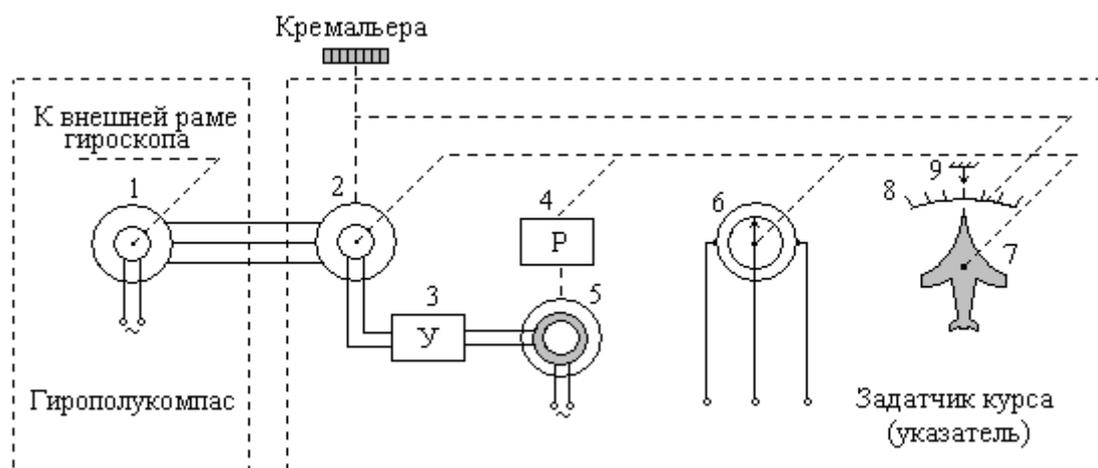


Рис. 1.9. Схема связи гиropolукомпаса с указателем

Сигнал курса передается в указатель с помощью сельсинной следящей системы, состоящей из сельсина 1, ротор которого жестко связан с осью внешней рамы, сельсина 2, усилителя 3, электродвигателя 5 и редуктора 4. Если, например, самолет изменит курс на некоторый угол, то это вызовет разворот статора сельсина 1 относительно его ротора и изменение напряжения, снимаемого со статорных обмоток. В результате появится напряжение на роторных обмотках

сельсина 2, которое заставит электродвигатель через редуктор развернуть ротор сельсина 2 на тот же угол, на который изменился курс самолета. Кроме ротора будет разворачиваться и силуэт самолета 7 относительно шкалы 8. Таким образом, по положению силуэта можно непрерывно отслеживать все изменения курса самолета.

При работе ГПК-52АП в комплекте с автопилотом, вращая с помощью кремальеры шкалу прибора относительно неподвижного индекса 9, можно задать необходимый курс. При этом разворачивается статор сельсина 2 относительно его ротора. Следящая система, отрабатывая это рассогласование, развернет силуэт самолета и щетку потенциометра 6, что приведет к формированию соответствующего сигнала для автопилота. Автопилот посредством руля направления развернет самолет на угол, заданный потенциометром, а следящая система, реагируя на разворот самолета, вернет его силуэт в положение, при котором он совпадет с неподвижным индексом и по шкале покажет заданный курс. Такая индикация является удобной при выдерживании курса.

Гироскоп, как и любой измерительный прибор, имеет инструментальные и методические погрешности. Инструментальные погрешности обусловлены наличием моментов сил трения в подшипниках гироскопа, появлением несбалансированности гироскопа относительно оси внутренней рамы при изменении температуры и т. д. Среди методических погрешностей можно выделить следующие.

Кардановая погрешность. Возникает из-за того, что при наличии крена и тангажа ось внешней рамы гироскопа отклоняется от вертикали, что в свою очередь вызывает отклонение плоскости отсчета углов курса от горизонтальной плоскости. Эти отклонения искажают отсчитываемые углы по шкале ГПК от истинных углов курса, что и вызывает кардановую погрешность. Погрешность эта может быть довольно значительной. Так, например, при угле крена $\gamma = 45^\circ$ максимальная погрешность измерения угла разворота составляет около 10° . Для компенсации кардановой погрешности необходимо курсовой гироскоп устанавливать на стабилизированную в плоскости горизонта площадку. В курсовых системах ограничиваются стабилизацией внешней оси кардана

подвеса гироскопа только по углу крена. Это объясняется тем, что углы тангажа транспортных самолетов невелики – не более 15° , погрешность при этом не превышает $1,5^\circ$.

Погрешность от неточной установки географической широты. Установить на приборе точное значение широты места сложно из-за того, что, во-первых, в полете текущая широта обычно неизвестна, а во-вторых, шкала широтного потенциометра довольно грубая (цена деления составляет 2°). Несоответствие фактической широты $\varphi_{\text{Ф}}$ и широты $\varphi_{\text{П}}$, установленной на приборе, приведет к тому, что полной компенсации ухода гироскопа в азимуте не произойдет и главная ось будет поворачиваться вокруг вертикальной оси со скоростью, равной

$$\Delta\omega = \omega_3(\sin\varphi_{\text{П}} - \sin\varphi_{\text{Ф}}).$$

Выдерживая курс по ГПК, у которого главная ось поворачивается со скоростью $\Delta\omega$, самолет фактически будет лететь по дуге окружности, отклоняясь от линии заданного пути. Как показывают расчеты, боковое отклонение Z от линии заданного пути можно рассчитать по формуле

$$Z = \frac{W \cdot t^2}{2} \omega_3 (\sin \varphi_{\text{П}} - \sin \varphi_{\text{Ф}}),$$

где W – путевая скорость; t – время полета.

При $W = 800$ км/ч, $\varphi_{\text{П}} = 45^\circ$ и $\varphi_{\text{Ф}} = 43^\circ$ боковое отклонение за 1 час полета составит 2,6 км.

Послевиражная погрешность. При совершении самолетом разворотов с угловой скоростью менее $0,1 - 0,3$ град/с горизонтальная коррекция не отключается, хотя полет совершается с небольшим ускорением. Система коррекции, реагируя на это ускорение, установит ось внешней рамы гироскопа по так называемой кажущейся вертикали, что приведет к ошибке в выдерживании горизонтального положения главной оси. Негоризонтальность главной оси гироскопа, в свою очередь, вызовет небольшую погрешность в определении азимута.

Если же самолет совершает разворот со скоростью большей той, при которой происходит отключение коррекции, то в этом случае система коррекции не работает и за счет собственного ухода главной оси гироскопа в азимуте возникает погрешность в определении курса.

1.5. Курсовые системы

Кроме рассмотренных ранее магнитного компаса, индукционного датчика и гирополукомпаса для определения курса на воздушных судах используются астрономический и радиотехнический компасы. Не вдаваясь в детали их принципа действия, отметим лишь, что в астрономическом компасе используется пеленгация небесных светил, а в радиокompасе – пеленгация радиостанций, находящихся вдоль маршрута движения самолета.

В последние годы активно развиваются методы определения местоположения и курса воздушных судов с использованием систем спутниковой навигации, типа GPS и отечественного аналога ГЛОНАС. Однако широкое внедрение этих систем в авиации – это вопрос ближайшего будущего. Кроме того, наличие на борту воздушного судна средств спутниковой навигации совсем не означает, что другие средства измерения курса не нужны.

Рассмотрим достоинства и недостатки используемых в настоящее время средств измерения курса. Магнитные компасы отличаются простотой конструкции и автономностью в работе. Важное их достоинство в том, что они обладают способностью самостоятельно определять направление магнитного меридиана. Однако использование магнитных компасов в районах высоких широт или магнитных аномалий практически невозможно. Кроме того, компас имеет методические и инструментальные погрешности, которые довольно значительны при совершении самолетом эволюций и при полетах в неспокойной атмосфере. Многие из этих недостатков, хотя и в меньшей степени, присущи индукционным датчикам.

Гирополукомпасы, работающие устойчиво во всех районах Земли и в условиях неспокойной атмосферы, в свою очередь, не могут самостоятельно отыс-

кивать определенное направление на Земле. Они предварительно выставляются в определенное положение и далее работают в режиме «памяти». Для осуществления этой функции необходима периодическая коррекция, поскольку гирополукомпасам присущ собственный уход от заданного положения.

Солнечные астрокомпасы могут применяться в дневное время в полярных районах и на средних широтах. В экваториальных районах они не используются, особенно когда Солнце близко к зениту. Работа астрокомпаса ограничена также и условиями погоды (облака, туман и т. д.). В то же время астрокомпасы дают достаточно высокую точность определения курса полета самолета.

Радиокомпасы позволяют определить направление полета относительно работающих наземных радиостанций, расположенных на сравнительно небольшом расстоянии от самолета. Их использование зависит от наличия таких радиостанций по маршруту полета. Работа радиосистем может быть нарушена естественными или искусственными помехами.

Таким образом, каждый из указанных способов имеет свои достоинства и недостатки, но ни один из них не может обеспечить измерение курса во всех районах Земли, в любое время суток, при различной погоде, а также при воздействии естественных и искусственных радиопомех. В связи с этим на самолетах стали применять одновременно несколько измерителей курса, основанных на различных принципах действия. Однако раздельное использование нескольких измерителей, с одной стороны, затрудняет работу экипажа, а с другой стороны, не позволяет в полной мере осуществлять взаимную компенсацию погрешностей и исключает возможность улучшения динамических свойств приборов.

Необходимо, чтобы несколько измерителей курса имели определенную взаимную связь между собой. Это позволяет, например, использовать магнитный компас или индукционный датчик для устранения ухода и корректировки гирополукомпаса. В свою очередь, устойчивость гирополукомпаса позволяет скомпенсировать динамические погрешности магнитных компасов или индукционных датчиков. Объединение нескольких измерителей курса, работающих на один указатель, в целях компенсации недостатков отдельных измерителей называется комплексированием. Рассмотрим идею комплексирования на про-

стом примере объединения магнитного компаса и курсового гироскопа в одну курсовую систему, структурная схема которой представлена на рис. 1.10.

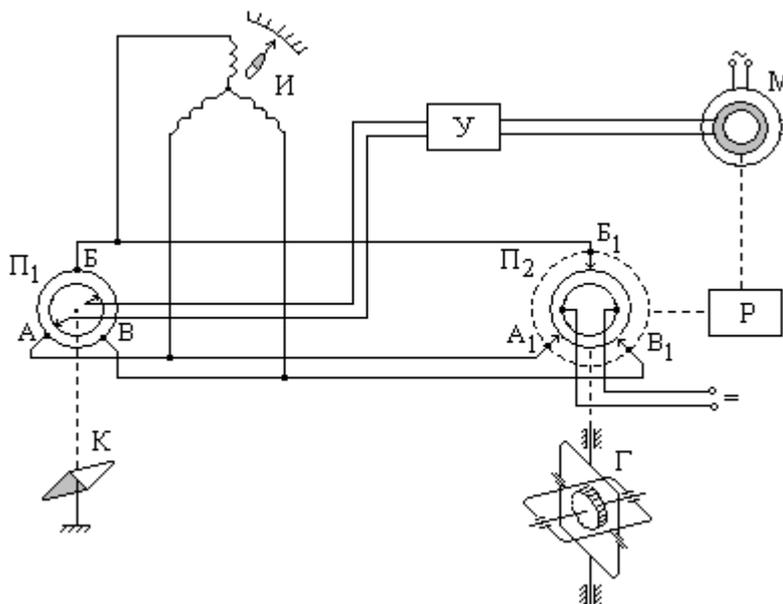


Рис. 1.10. К пояснению принципа работы курсовой системы

Пусть на самолете установлен магнитный компас K , который на рис. 1.10 показан в виде магнитной стрелки, и курсовой гироскоп G . С магнитной стрелкой жестко связаны щетки потенциометра Π_1 , а сам потенциометр связан с самолетом. Ось внешней рамы гироскопа жестко соединена с потенциометром Π_2 , щетки которого могут поворачиваться двигателем M через редуктор P . Двигатель управляется сигналом с выхода усилителя U , на вход которого поступает сигнал со щеток потенциометра Π_1 . Потенциометры Π_1 и Π_2 связаны между собой трехпроводной линией. Параллельно потенциометрам подключен трехкатушечный логотрихеский указатель I .

После подачи в систему питания на щетках потенциометра Π_2 (в точках A_1 , B_1 и B_1) возникнут электрические потенциалы, что вызовет появление напряжения на щетках потенциометра Π_1 , которое через усилитель поступит на управляющую обмотку двигателя. Двигатель через редуктор начнет поворачивать щетки потенциометра Π_2 до тех пор, пока они не установятся в такое положение, при котором напряжение на щетках потенциометра Π_1 (а значит и на управляющих обмотках двигателя) не станет равным нулю. После остановки двигателя стрелка указателя установится в положение, определяемое значениями

потенциалов на щетках потенциометра Π_2 . В результате система автоматически приходит в согласованное положение, и все последующие изменения курса будут сопровождаться соответствующим поворотом стрелки указателя. Таким образом, данную систему можно рассматривать как следящую систему, у которой входными величинами будут магнитный и гироскопический курсы, а выходной величиной – положение стрелки указателя.

Рассмотрим взаимодействие двух измерителей курса – магнитного компаса и гироскопа. Пусть самолет летит неизменным курсом. При этом по ряду причин, например из-за вибраций самолета, стрелка компаса совершает колебания. Это вызовет колебания щеток потенциометра Π_1 , соответственно будет изменяться и напряжение, снимаемое с этих щеток. Двигатель через редуктор будет поворачивать случайным образом щетки потенциометра Π_2 , соответственно будут изменяться и потенциалы в точках A_1 , B_1 и V_1 . В результате этого стрелка указателя будет повторять колебания стрелки компаса. Все это происходило бы именно так, если бы двигатель успевал отрабатывать изменения напряжения на его управляющих обмотках. Однако за счет выбора передаточного числа редуктора этого не происходит. Система не успевает реагировать на колебания стрелки компаса, поэтому щетки потенциометра Π_2 (а значит и стрелка указателя) будут неподвижны. Тем самым осуществляется фильтрация высокочастотных колебаний стрелки компаса, в чем и проявляется положительное влияние курсового гироскопа на магнитный компас.

Рассмотрим теперь положительное влияние компаса на курсовой гироскоп. Как известно, гироскоп имеет собственный уход в азимуте с небольшой скоростью. В результате этого ухода изменяются потенциалы точек A_1 , B_1 и V_1 потенциометра Π_2 , так как изменяется положение этих точек относительно точек подвода питания. Положение стрелки указателя также должно бы измениться. Однако это не произойдет, так как при изменении потенциалов точек A_1 , B_1 и V_1 изменятся потенциалы точек A , B и V . На усилитель поступит сигнал, который заставит двигатель повернуть щетки потенциометра Π_2 в положение, при котором потенциалы точек A , B и V останутся прежними. Все это будет именно так, если скорость отработки следящей системы будет не меньше скорости ухода гироскопа

в азимуте, что в действительности и имеет место. Таким образом, собственный уход гироскопа компенсируется и не влияет на положение стрелки указателя.

Допустим теперь, что самолет развернулся по курсу на некоторый угол $\Delta\psi$. Если считать магнитный датчик и курсовой гироскоп идеальными приборами – измерителями курса, то щетки потенциометров $П_1$ и $П_2$ повернутся относительно самолета на один и тот же угол. Это не нарушит сбалансированного состояния потенциометров, и двигатель M останется в покое. В то же время потенциалы точек A_1 , B_1 и B_1 изменятся, поскольку нарушится пространственное положение щеток потенциометра $П_2$ относительно точек подвода питания. Вследствие этого изменятся потенциалы точек A , B и B , и стрелка указателя повернется на угол $\Delta\psi$ и покажет новый курс.

Разумеется, рассмотренный пример курсовой системы с магнитным компасом является искусственным, предназначенным лишь для объяснения взаимодействия двух измерителей курса. Обычно в качестве измерителя магнитного курса в курсовой системе используют индукционный датчик. Кроме него в систему входит курсовой гироскоп, а в ряде систем – астрокомпас. В настоящее время на самолетах гражданской авиации применяют различные курсовые системы: ГИК-1, ГМК-1, КС-8, ТКС-П, ТКС-П2 и т. д.

Рассмотрим курсовую систему ГМК, которая выпускается в двух модификациях: ГМК-1А и ГМК-1Г. Система ГМК-1А имеет в своем составе один гироагрегат, при этом индикация курса самолета, а также курсовых углов и пеленгов радиостанций осуществляется на собственном указателе УГР-4УК. Система ГМК-1Г содержит два гироагрегата (основной и запасной), а курсы, курсовые углы и пеленги радиостанций индицируются на пилотажно-навигационном приборе. В отличие от ГМК-1Г в состав системы ГМК-1А (комплектация ГМК-1АЭ и ГМК-1АС) астрокомпас не входит.

Курсовая система ГМК-1А представляет собой комплекс взаимодействующих измерителей курса (магнитного и гироскопического), позволяющих определять ортодромический, истинный и гиромагнитный курсы самолета, а при совместной работе с автоматическим радиоконпасом выдавать пеленги и курсовые углы радиостанций. В комплект системы ГМК-1А (рис. 1.11) входят индукционный датчик ИД-3, коррекционный механизм КМ-8, гироагрегат ГА-6,

пульт управления ПУ-26, автомат согласования АС-1, блок связи БС-1 (на рис. не показан) и указатель УГР-4УК.

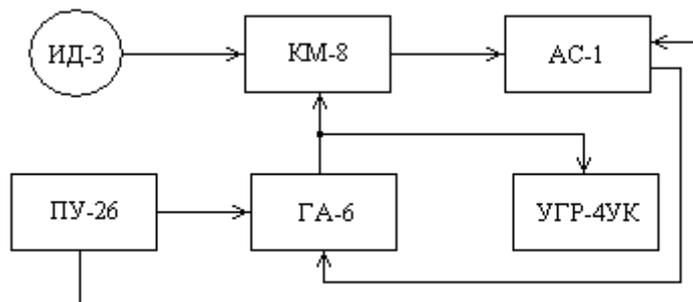


Рис. 1.11. Блок-схема курсовой системы ГМК-А

Индукционный датчик ИД-3 предназначен для определения магнитного курса самолета, необходимого для корректировки гироскопического курса, измеряемого гироагрегатом ГА-6. Его принцип действия рассмотрен ранее, поэтому отметим лишь, что изменение курса самолета вызывает изменение напряжений, снимаемых с сигнальных обмоток датчика, соединенных по схеме треугольника.

Коррекционный механизм КМ-8 предназначен для связи индукционного датчика ИД-3 с гироагрегатом ГА-6, устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей с помощью лекального корректора, ввода магнитного склонения, приведения в полете магнитного курса к ортодромическому; осуществления контроля и коммутации электрических цепей при проверке контрольных узлов, индикации магнитного курса на собственном указателе.

Гироагрегат ГА-6 предназначен для осреднения показаний магнитного курса, измеряемого индукционным датчиком ИД-3, измерения гироскопического (ортодромического) курса, определения углов разворота самолета; выдачи магнитного и гироскопического курса и углов отклонения от него на указатель УГР-4УК. Принцип действия гироагрегата основан на свойстве трехстепенного гироскопа, у которого главная ось удерживается в плоскости горизонта, сохраняя свое направление в пространстве (в азимуте) неизменным. Для удержания главной оси в плоскости горизонта используется система горизонтальной коррекции, включающая в себя коррекционный двигатель, маятниковый жидкостный переключатель и выключатель коррекции.

Для компенсации ухода гироскопа в азимуте используется система азимутальной коррекции, включающая в себя коррекционный двигатель, управляемый сигналами с широтного потенциометра и потенциометра небаланса. Для уменьшения трения по внутренней оси карданова подвеса используются специальные «вращающиеся» подшипники. Имеется схема термостабилизации, обеспечивающая компенсацию температурных погрешностей. Все это приводит к тому, что уход гироскопа в азимуте за один час полета не превышает $\pm 2,5^\circ$.

Пульт управления ПУ-26 предназначен для выбора режима работы, ввода широты места, установки шкалы указателя на заданный курс, включения быстрого согласования системы, контроля работы системы, контроля завала гироскопа гироагрегата.

Автомат согласования АС-1 предназначен для обеспечения режима пуска, включения и отключения быстрого согласования, отключения коррекции по сигналу, поступающему от выключателя коррекции, усиления сигнала в следящей системе КМ-8 – ГА-6.

Указатель УГР-4УК предназначен для отсчета курса самолета, пеленгов и курсовых углов радиостанций. При изменении курса происходит поворот шкалы указателя и отсчет курса производится по вращающейся шкале относительно неподвижного треугольного индекса. Отсчет курсового угла и пеленга радиостанции производится с помощью стрелки соответственно по внешней (неподвижной) и внутренней (подвижной) шкале указателя. Для запоминания заданного курса в указателе имеется курсозадатчик, что позволяет с помощью кремальеры устанавливать стрелку курсозадатчика в нужное положение.

В зависимости от решаемых задач и условий полета курсовая система ГМК-1А может работать в режиме гирополукомпаса ГПК или в режиме магнитной коррекции МК (для системы ГМК-1Г зарезервирован режим астрокоррекции АК). Переход в тот или иной режим осуществляется с помощью переключателя на пульте управления ПУ-26. Основным режимом работы является режим ГПК, при котором система выдает ортодромический курс самолета, который контролируется и периодически корректируется по сигналам от индукционного

датчика, выполняющего роль магнитного корректора. Работа системы в этом режиме похожа на работу гиropolукомпаса, рассмотренного ранее.

На рис. 1.12 представлена электромеханическая схема курсовой системы ГМК-1А, позволяющая понять, как взаимодействуют основные компоненты системы в режиме МК.

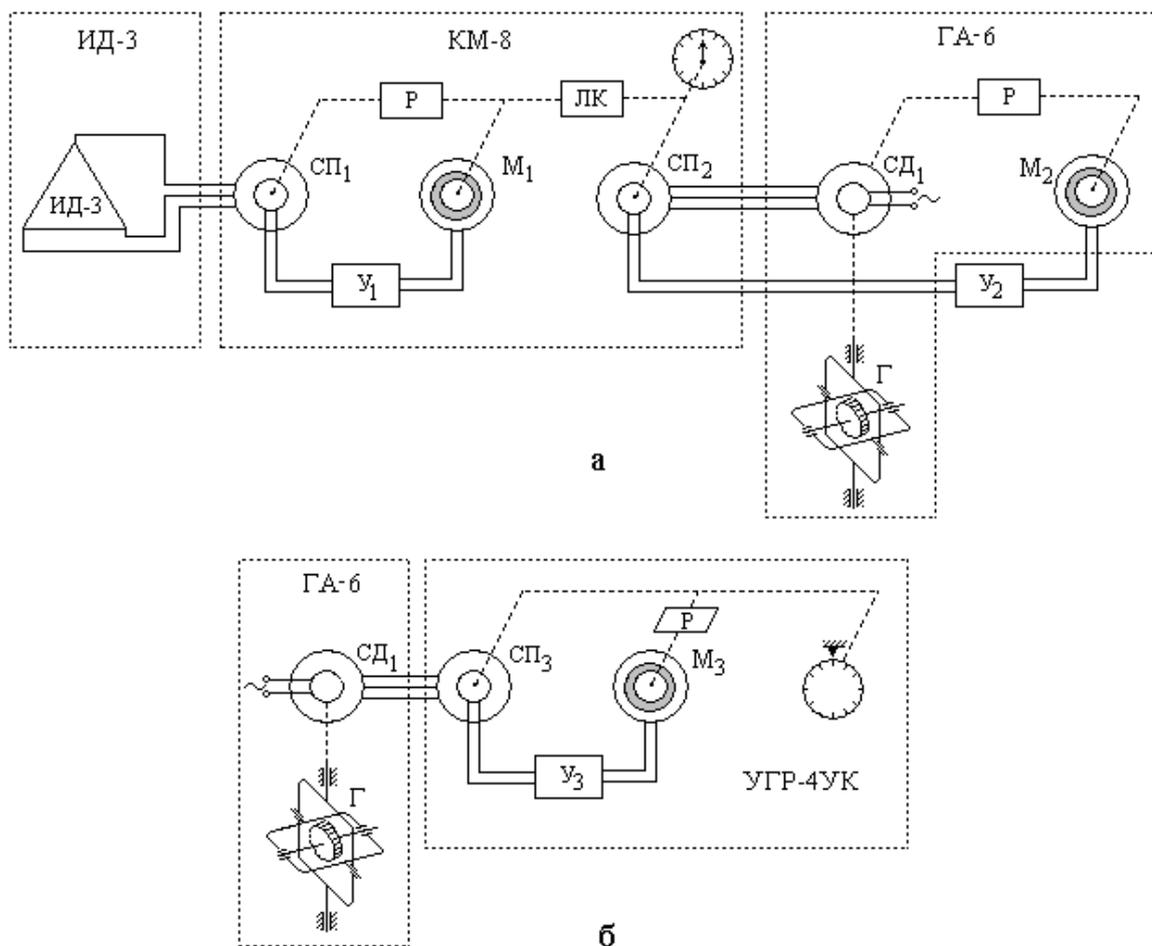


Рис. 1.12. Принципиальная электромеханическая схема ГМК-1А:
 а – следящие системы ИД-3 – КМ-8 и КМ-8 – ГА-6; б – следящая система ГА-6 – УГР-4 УК

Электрические сигналы магнитного курса, вырабатываемые индукционным датчиком ИД-3, поступают в коррекционный механизм КМ-8 и затем в гироскоп ГА-6. Следящие системы ИД-3 – КМ-8 и КМ-8 – ГА-6 (рис. 1.12,а) обеспечивают непрерывное автоматическое ориентирование курсового гироскопа по магнитному меридиану. Система ИД-3 – КМ-8 работает следующим образом. При повороте индукционного датчика относительно плоскости магнитного меридиана в сигнальных обмотках датчика изменяется напряжение, поступающее

по трехпроводной линии на статорные обмотки сельсина-приемника $СП_1$, который находится в коррекционном механизме. Изменение напряжения на статорных обмотках $СП_1$ приведет к появлению сигнала рассогласования на роторных обмотках $СП_1$, который, пройдя усилитель $У_1$, поступит на управляющие обмотки электродвигателя $М_1$. Двигатель, отработывая сигнал рассогласования, через редуктор повернет ротор сельсина $СП_1$ на тот же угол, на который повернулся индукционный датчик относительно магнитного меридиана. В результате поворота ротора $СП_1$ напряжение на его обмотке станет равным нулю и двигатель $М_1$ остановится (следящая система ИД-3 – КМ-8 вновь станет согласованной). Таким образом, всякому повороту индукционного датчика относительно плоскости магнитного меридиана будет соответствовать поворот на тот же угол ротора сельсина-приемника коррекционного механизма.

Для передачи сигнала курса на гироагрегат в коррекционном механизме имеется второй сельсин-приемник $СП_2$, ротор которого механически сопряжен с ротором электродвигателя $М_1$ через лекальный корректор $ЛК$. Лекальный корректор позволяет скомпенсировать четвертную девиацию и инструментальную погрешность индукционного датчика. С осью ротора двигателя связана также стрелка указателя коррекционного механизма, что позволяет индицировать на нем магнитный курс самолета.

Статор сельсин-приемника $СП_2$ электрически связан со статором сельсина-датчика $СД_1$ гироагрегата. Сельсин-датчик $СД_1$ совместно с сельсин-приемником $СП_2$, электродвигателем $М_2$ и усилителем $У_2$ (находящимся в автомате согласования АС-1) образуют следящую систему КМ-8 – ГА-6. Эта следящая система работает аналогично системе ИД-3 – КМ-8. При возникновении рассогласования, вызванного изменением курса самолета, сигнал рассогласования, снимаемый с роторной обмотки $СП_2$, заставит двигатель $М_2$ развернуть статор $СД_1$ таким образом, чтобы напряжение на роторной обмотке $СП_2$ стало равным нулю. Угол поворота статора при этом равен изменению курса самолета с учетом поправки на четвертную девиацию.

Для того чтобы значения гироманнитного курса отобразились на указателе, используется следящая система ГА-6 – УГР-4УК, включающая в себя сельсин-датчик гироагрегата $СД_1$, сельсин-приемник указателя $СП_3$, электродвигатель $М_3$ и усилитель $У_3$ (рис. 1.12,б). Она служит для передачи угла поворота статора $СД_1$ вращающейся шкале указателя. Данная следящая система работает аналогично системам, рассмотренным выше.

Кроме основных режимов работы курсовая система ГМК-1А имеет вспомогательные режимы: пуска, автоматического согласования и контроля. Режим пуска обеспечивает автоматическое согласование системы по магнитному (стояночному) курсу независимо от того, в каком положении находится переключатель режимов работы на пульте управления ПУ-26. Если рассогласование между гироагрегатом и индукционным датчиком превышает 2° , то согласование системы происходит с высокой скоростью, превышающей $6^\circ/\text{с}$. Процесс согласования сопровождается поворотом статора сельсина $СД_1$, сам курсовой гироскоп при этом остается неподвижным. Когда рассогласование становится меньше 2° , происходит автоматическое переключение на малую скорость согласования (несколько градусов в минуту). При этом двигатель $М_2$ останавливается, а вместо него включается двигатель широтной коррекции, установленный на внутренней оси гироскопа (на рис. 1.12 не показан). Таким образом, заключительный этап согласования системы происходит за счет прецессии внешней рамы гироскопа и вращения вместе с ней ротора сельсина-датчика $СД_1$.

В отличие от курсовой системы ГМК-1А система ГМК-1Г имеет в своем составе два гироагрегата. В ее состав входит дистанционный астрокомпас, поэтому кроме режимов работы ГПК и МК имеется также режим астрокоррекции АК. Один из гироагрегатов является основным, другой – запасным. Работают оба гироагрегата одновременно, независимо друг от друга в разных режимах. Если, например, основной гироагрегат работает последовательно в режимах ГПК – МК – АК, то запасной гироагрегат соответственно функционирует в режимах МК – ГПК – ГПК. Отличие системы ГМК-1Г от системы ГМК-1А состоит также в том, что индикация курса, курсовых углов и пеленгов радиостанций осуществляется не на собственном

указателе, а на навигационно-пилотажном приборе. В остальном функционирование двух систем практически ничем не отличается.

Наряду с курсовой системой ГМК-1 в авиации широко применяется точная курсовая система ТКС-П, представляющая собой совокупность магнитного, гироскопического, радиотехнического и астрономического измерителей курса. Она обладает более высокой точностью, чем ГМК-1. Повышение точности достигнуто за счет ряда конструктивных решений, среди которых можно выделить следующие.

С целью компенсации кардановой погрешности от крена внешняя рама гироскопа устанавливается в дополнительную следящую раму, ось вращения которой совпадает с продольной осью самолета. Используя сигналы крена от центральной гировертикали, эта дополнительная рама позволяет удерживать ось вращения внешней рамы курсового гироскопа в вертикальном положении, что препятствует появлению погрешности от крена самолета.

С целью снижения погрешности от неточного ввода широты места предусмотрена возможность автоматического ввода сигнала широты места от навигационного вычислителя, что позволяет более точно сформировать управляющий сигнал для двигателя азимутальной коррекции. При этом изменена и сама схема широтной коррекции. Все это привело к уменьшению погрешности, обусловленной уходом гироскопа в азимуте из-за суточного вращения Земли. Для снижения погрешности, вызванной уходом гироскопа в азимуте из-за трения в осях, так же, как и в ГМК-1, применены «вращающиеся» подшипники.

Для удержания главной оси гироскопа в плоскости горизонта вместо электrolитического жидкостного переключателя используется емкостный дифференциальный маятниковый датчик, включенный в схему моста. Такая система горизонтальной коррекции работает точнее и надежнее, чем в ГМК-1. Весь этот комплекс конструктивных решений приводит к тому, что уход гироскопа в азимуте за один час полета не превышает 1° .

Контрольные вопросы

1. Какие существуют методы определения курса и в чем их достоинства и недостатки?
2. Как устроен магнитный компас?
3. Что такое полукруговая и четвертная девиации и что является источником их появления?
4. Как устроен индукционный датчик, предназначенный для измерения магнитного курса?
5. Что такое гиropolукомпас и для решения каких задач он используется?
6. Как устроен гиropolукомпас ГПК-52АП?
7. Как взаимодействуют гиropolукомпас и указатель в ГПК-52АП?
8. Какие существуют погрешности у гиropolукомпаса ГПК-52АП и в чем причины их появления?
9. Объясните принцип работы простейшей курсовой системы, состоящей из магнитного компаса и курсового гироскопа.
10. Что входит в состав курсовой системы ГМК-1А?
11. Какие функции выполняет коррекционный механизм КМ-8 в курсовой системе ГМК-1А?
12. Для чего предназначен пульт управления ПУ-26 в курсовой системе ГМК-1А?
13. Как функционирует следящая система ИД-3 – КМ-8 в курсовой системе ГМК-1А?
14. Как функционирует следящая система ГА-6 – УГР-4УК в курсовой системе ГМК-1А?

2. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ

Приборы контроля работы двигателей позволяют непрерывно контролировать параметры работы силовой установки на земле и в полете. Установленные

датчики воспринимают, обрабатывают и передают информацию на визуальные индикаторы, светосигнализаторы и в бортовые устройства регистрации параметров.

К параметрам контроля работы двигателя относятся:

- температура выходящих газов;
- частота вращения вала турбины, винта;
- уровень вибрации и вибросмещения корпуса двигателя;
- давление топлива перед рабочими форсунками;
- давление и температура масла на входе двигателя;
- часовой расход топлива;
- величина крутящего момента для турбовинтовых двигателей.

2.1. Измерители температуры рабочих зон авиадвигателей

К измерителям температуры рабочих зон авиадвигателей относятся термометры ТЦТ-13, измеряющие температуру головки цилиндра авиадвигателя М-14П самолета Як-18Т, термометр ТСТ-299, измеряющий температуру выходящих газов авиадвигателя АИ-25 самолета Як-40 и т.д.

Принцип действия термометра основан на измерении термоэлектродвижущей силы, возникающей за счет разности температуры горячего и холодного спаев двух разнородных металлов. Каждый из термометров состоит из приемника температуры, соединительных проводов и индикатора.

Приемником температуры является термопара, которая представляет собой спай двух разнородных металлов. Она помещается под свечу цилиндра или в трубки из жаропрочной стали, устанавливается по окружности реактивного сопла турбины двигателя. Два конца, спаенные вместе, – это горячий спай термопары, два других конца термопары остаются холодными и подсоединяются к индикатору – прибору магнитно-электрической системы.

При нагревании горячего спаев термопары возникает хаотичное движение свободных электронов. При этом в различных металлах при

данной температуре количество этих электронов разное. При разности температуры горячего (рабочего) и холодного (свободного) концов термопары электроны из одного металла будут переходить в другой, образуя на концах термопары разность потенциалов, то есть термоэлектродвижущую силу (ТЭДС).

При подсоединении термопары к индикатору по обмотке рамки протекает ток, пропорциональный измеряемой температуре. Магнитное поле обмотки рамки взаимодействует с полем постоянного магнита, в результате рамка отклоняется, а стрелка перемещается по шкале индикатора (рис. 2.1).

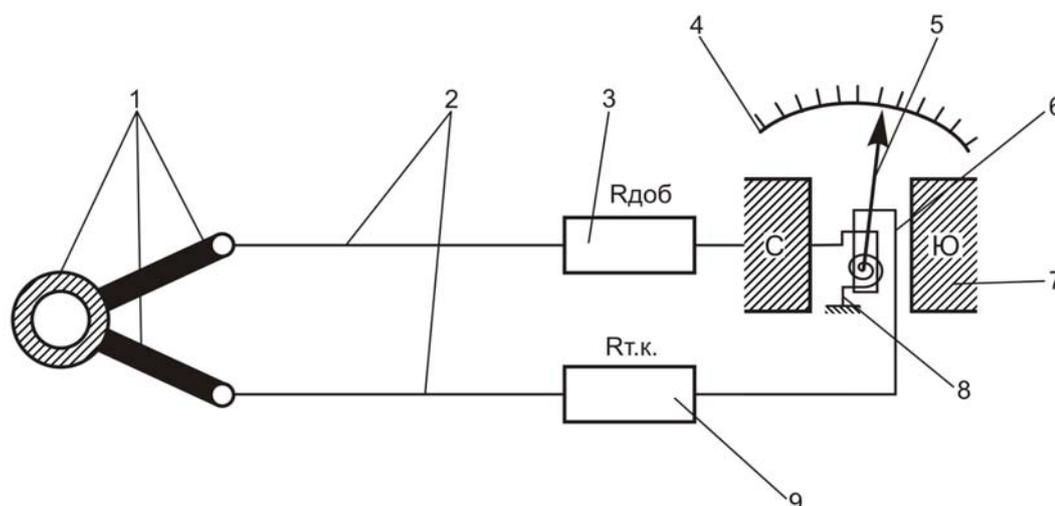


Рис. 2.1. Принципиальная схема термометра ТЦТ-13:

1 – термопара; 2 – компенсационные провода; 3 – добавочное сопротивление ($R_{доб}$); 4 – шкала; 5 – стрелка; 6 – рамка; 7 – постоянный магнит; 8 – противодействующая пружина; 9 – сопротивление температурной компенсации ($R_{т.к}$)

Комплект термометра ТЦТ-13 состоит из:

- индикатора ТЦТ-1 со шкалой, отградуированной в градусах Цельсия от -50 до 350 °С (цена деления 10 °С);
- термопары Т-3 (одна) из двух электродов: хромель – положительный, копель – отрицательный;
- соединительных проводов.

Для учета влияния изменений температуры кабины схема индикатора имеет автоматический корректор выполненный в виде биметаллической спирали.

Для компенсации температурной погрешности, вызванной изменением сопротивления соединительных проводов, в схему включено сериальное сопротивление $R_{т.к.}$

Максимальная допустимая погрешность прибора при температуре окружающего воздуха $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ в диапазоне шкалы $100\dots 260\text{ }^{\circ}\text{C}$ не превышает $\pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$. При температурах наружного воздуха $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ погрешность увеличивается до $\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Для авиадвигателя АИ-25 самолета Як-40 применяется термоэлектрический термометр ТСТ-299. Комплект термометра состоит из четырех двойных термопар Т-99, указателя ТСТ-2 и соединительных проводов.

Принцип действия термометра аналогичен термометру ТЦТ-13. Термометр термопары состоит из спая двух разнородных металлов: хромель – алюмель. Хромелевый электрод – положительный, алюмелевый – отрицательный.

Шкала индикатора отградуирована от 0 до $900\text{ }^{\circ}\text{C}$ с оцифровкой через $300\text{ }^{\circ}\text{C}$, цена деления $20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Погрешность в диапазоне $600\dots 800\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $\pm 12\text{ }^{\circ}\text{C}$, в остальном диапазоне – до $27\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Для авиадвигателей Д-30, Д-36 и их модификаций применяются по 12 двойных термопар. Термометры соединены параллельно в группах по 3 шт. Соединение групп – последовательное. Параллельно-последовательное соединение термопар дает высокую эксплуатационную надежность, поэтому термопары на этих авиадвигателях меняются вместе с авиадвигателями. Выходной сигнал одной термопары подается в схему преобразования и на индикатор, второй – на предельный регулятор температуры, который обеспечивает автоматическую срезку топлива при выводе авиадвигателя на неэксплуатационные режимы работы.

ТЭДС термометра измеряется электрической схемой, в которой напряжение термопар преобразуется в электрический сигнал и обрабатывается следящим приводом индикатора с погрешностью $2\text{--}3\text{ }^{\circ}\text{C}$. Для двигателей Д-18 применяется термометр световой профильный ТСП. Термометр преобразует температуру выходящих газов за турбиной в термоэлектродвижущую силу. Электрический сигнал от термопар подводится к рамке индикатора, она расположена между магнитами и связана с пружиной, обеспечивающей противодействующий момент. В результате взаимодействия магнитных полей рамка с зеркалом,

закрепленным по ее оси, поворачивается. С помощью волоконно-оптического световода лучи света падают на зеркало. Лучи отражаются от него под углом пропорционально повороту зеркала, проектируются на входной торец волоконного экрана в виде светового столбика, граница которого соответствует измеряемой температуре.

Напряжение ТЭДС, пропорциональное температуре выходящих газов, выдается на запись в бортовую аппаратуру регистрации параметров полета (БАРС-2М, МСРП-12-9, Тестер, МСРП-64М и т.д.).

2.2. Измерители относительной частоты вращения вала турбины, винта, ротора компрессора (тахометры)

Электрический тахометр (ИТЭ) предназначен для дистанционного измерения относительной частоты вращения вала поршневого авиадвигателя М-14П или ротора компрессора высокого (КВД) и низкого (КНД) давлений двухконтурного турбореактивного двигателя АИ-25, выраженных в процентах от числа максимальных оборотов в минуту. Частота вращения вала (ротора) авиадвигателя обуславливает развиваемую им мощность (тягу) и характеризует его динамическую и тепловую напряженность.

Тахометр ИТЭ состоит из датчика ДТЭ и индикатора ИТЭ. Датчик установлен на авиадвигателе и состоит из ротора и статора. В качестве ротора используется четырехполюсный постоянный магнит, в качестве статора – трехфазная обмотка, расположенная под углом 120° и закрепленная на корпусе датчика.

Индикатор тахометра состоит из синхронного двигателя и измерительного механизма. Статор двигателя представляет собой трехфазную обмотку, соединенную в звезду. Ротор состоит из вала, на котором укреплен магнитный узел, состоящий из шестиполусного постоянного магнита. Между его полюсами размещен чувствительный элемент – диск из немагнитного материала (алюминиево-марганцовый сплав). Диск укреплен на оси, связанной пружинами и стрелкой индикатора.

Принцип действия тахометра основан на преобразовании механической энергии в электрическую. При работающем авиадвигателе вращение коленчатого вала винта или ротора турбины (привод авиадвигателя) передается на ротор двигателя датчика (рис. 2.2). В обмотках статора возбуждается переменный трехфазный ток с частотой, пропорциональной скорости вращения привода авиадвигателя. Электродвижущая сила от датчика поступает на статор двигателя индикатора. Протекая по обмоткам статора, переменный ток создает вращающееся магнитное поле, которое взаимодействует с магнитным полем ротора, приводит во вращение ротор и магнитный узел. Образуется частотная дистанционная передача «частотный вал», состоящая из генератора-датчика и двигателя-индикатора. Таким образом, в индикаторе воспроизводятся обороты привода авиадвигателя. Измерение оборотов электродвигателя индикатора выполняется магнитным узлом. При вращении постоянных магнитов в чувствительном элементе – гистерезисном диске – индуктируются вихревые токи. При взаимодействии магнитного поля вихревых токов с магнитным полем магнитного узла создается вращающий момент, который увлекает диск в сторону вращения магнита. Вращающему моменту диска противодействует момент пружины, один конец ее укреплен на оси диска, а другой неподвижен. Движение диска передается на стрелку. Когда вращающий момент диска и момент, созданный пружиной, станут равны, стрелка остановится в определенном положении относительно шкалы. Для демпфирования колебаний диска (стрелки) служит алюминиевый диск, закрепленный на оси стрелки.

На самолете Як-18Т установлен тахометр ИТЭ-1, состоящий из датчика ДТЭ-1 и однострелочного индикатора ИТЭ-1 (см. рис. 2.2). Шкала индикатора имеет градуировку от 0 до 110 % с оцифровкой через 20 %, цена деления 1 %, погрешность до $\pm 0,5$ % в диапазоне 60...100 %, до ± 1 % на остальных отметках шкалы; колебания стрелки допускаются до $\pm 0,5$ %.

На самолетах Як-40 применяются три комплекта тахометров ИТЭ-2. Комплект тахометра состоит из двух датчиков ДТЭ-1, установленных на каждом двигателе, и двухстрелочного индикатора.

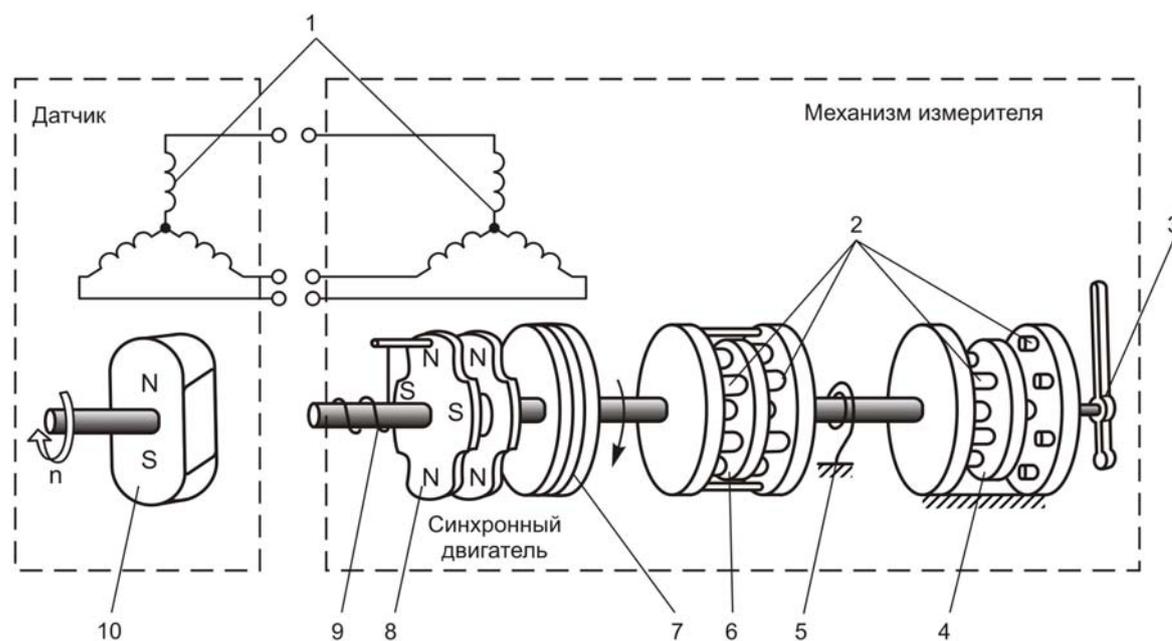


Рис. 2.2. К принципу действия тахометра ИТЭ-1:

1 – обмотки; 2, 8 – магниты; 3 – стрелка; 4 – демпферный диск; 5, 9 – пружина; 6 – диск чувствительного элемента; 7 – гистерезисные диски; 10 – ротор (магнит)

По стрелке «1» демпфирования частота вращения вала ротора компрессора высокого давления (КВД), по стрелке «2» – частота компрессора низкого давления (КНД). Шкала индикатора от 0 до 110 %, цена деления 1 %, допустимые колебания стрелки до $\pm 0,5$ %.

На двигателях Д-36 и Д-18 для более точного и надежного измерения частоты вращения роторов компрессоров высокого, среднего давления и ротора вентилятора используются датчики ДТА-10. Они закреплены на внутренних полостях корпусов двигателя и работают вместе с индукторами, установленными на валах роторов двигателя. Над индукторами каждого ротора установлены от одного до четырех датчиков (рис. 2.3).

Датчик ДТА-10 – генератор электрических импульсов напряжения, возникающих в обмотке датчика за счет изменения сопротивления магнитной цепи при прохождении зуба вращающейся шестерни-индуктора над торцом датчика. Частота следования электрических импульсов в датчике пропорциональна частоте вращения индуктора. Частота вращения контролируемого ротора двигателя определяется по зависимости $n = \frac{60 \times f}{Z}$, где Z – число зубьев индуктора, f – частота импульсов.

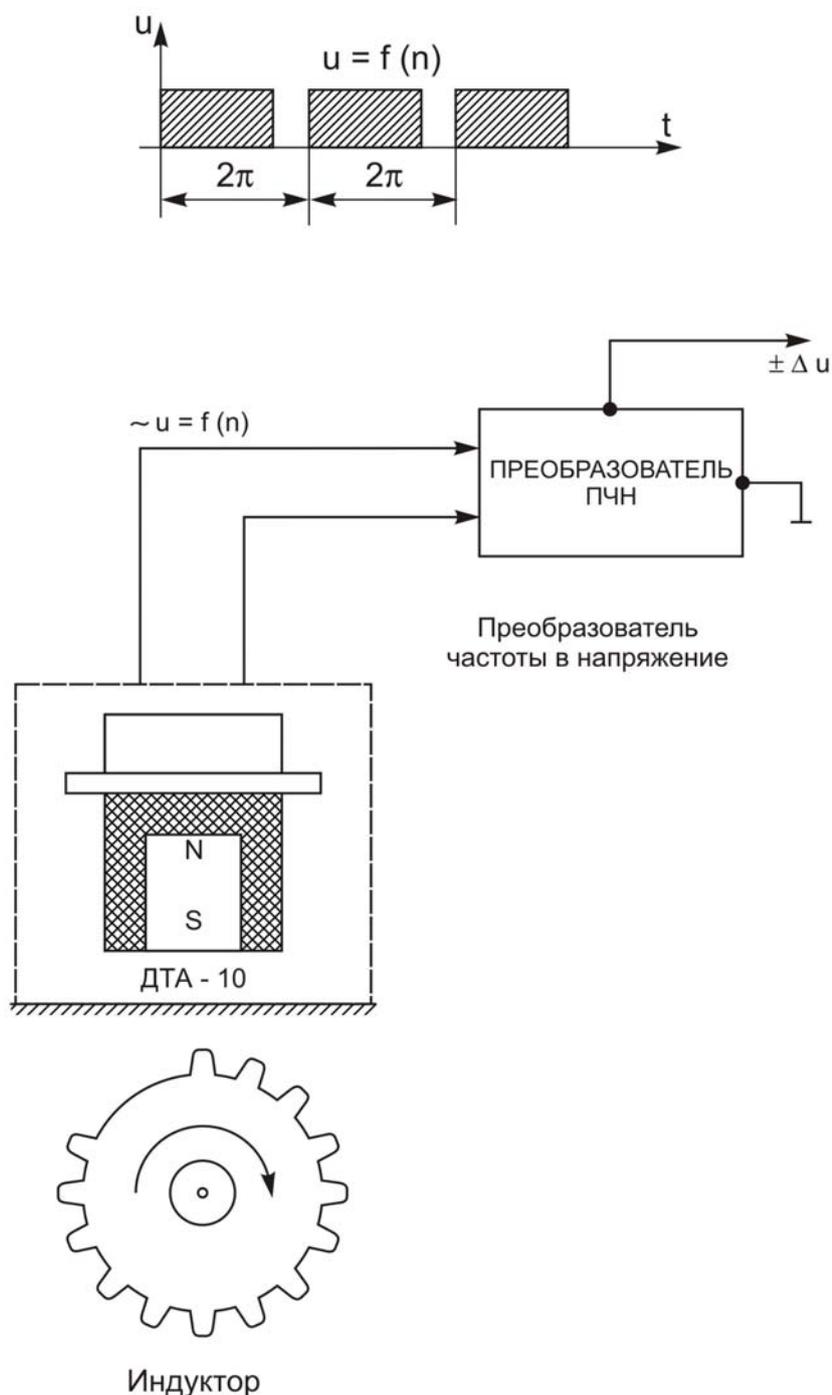


Рис. 2.3. К принципу действия датчика ДТА-10

2.3. Аппаратура измерения вибрации и вибросмещения

Бортовая виброизмерительная аппаратура (измеритель вибрации) непрерывно измеряет и индицирует уровень виброскорости и вибросмещения в местах установки датчика вибрации в процессе эксплуатации авиадвигателя на ВС и сигнализирует об опасных виброперегрузках.

Вибрационные перегрузки авиадвигателя могут достигать критического значения при нарушении нормальной работы лопаток турбины, подшипников и т.д. или при совпадении частоты вибрации с частотой собственных колебаний авиадвигателя (резонанс). Для каждого типа авиадвигателя предусмотрена своя модификация виброаппаратуры, которая характеризуется настройкой на полосы пропускания рабочей частоты. В комплект виброаппаратуры входят датчики МВ (установлены на авиадвигателях), блок электронный БЭ (настройки), индикаторы ИВ-200 или УК-68В, кнопки контроля для проверки исправности электрической цепи от датчика на индикатор. Индикатор ИВ-200 – микроамперметр – имеет шкалу от 0 до 100 мм/с, индикатор УК-68В – шкалу от 0 до 100 %.

Электропитание аппаратуры осуществляется переменным током напряжением 115 В частотой 400 Гц (основное) и постоянным током напряжением 27 В для цепей сигнализации (рис. 2.4).

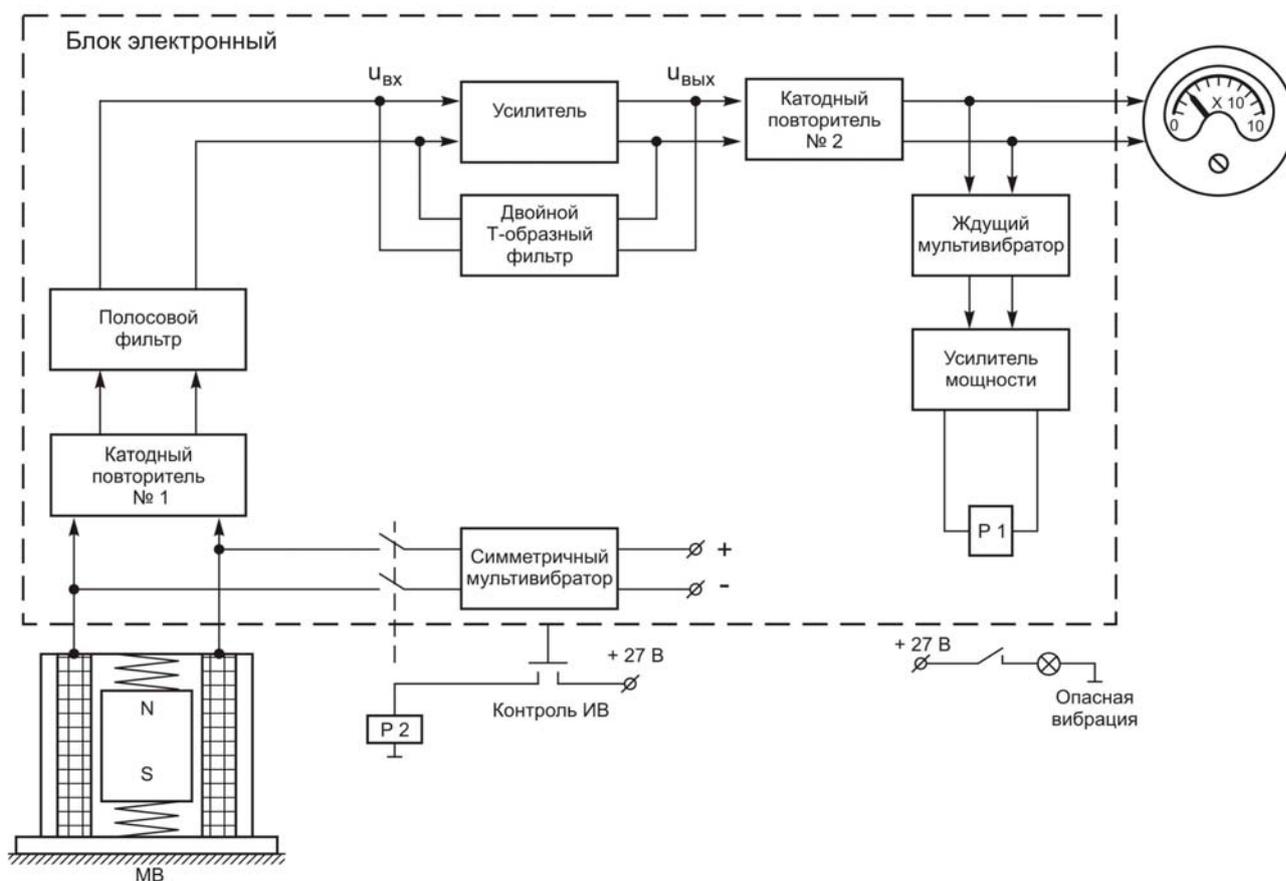


Рис. 2.4. Функциональная схема измерителя вибрации ИВ

Датчик МВ – магнитоэлектрический – жестко крепится на авиадвигателе и служит для преобразования скорости установившейся линейной вибрации, действующей в вертикальной плоскости, в электрический сигнал.

Основным элементом датчика является постоянный магнит, подвешенный на пружинах внутри обмотки. Под действием вибрации авиадвигателя магнит перемещается относительно витков обмотки. Его силовые линии, пересекая витки обмотки, наводят в них ЭДС, частота которой равна частоте вибрации. Сигнал с обмотки датчика подается для преобразования в электронный блок на вход полосового фильтра. Он оказывает минимальное сопротивление для сигналов рабочих частот и обеспечивает затухание сигналов других частот.

Сигнал вибрации с выхода полосового фильтра подается на вход частотно-избирательного усилителя, который имеет максимальный коэффициент усиления для полосы сигналов рабочих частот. Сигнал с усилителя подается на выпрямитель, далее на индикатор и мультивибратор. Электрической нагрузкой мультивибратора служат светосигнализаторы желтого цвета «повышенная вибрация» (предупреждающие), красного цвета «опасная вибрация» (аварийные).

Если частота вибрации авиадвигателя находится вне опасного диапазона, то коэффициент усиления небольшой, стрелка индикатора отклоняется на величину не более половины шкалы 50 мм/с (50 %), мультивибратор не срабатывает. Если авиадвигатель начнет вибрировать с опасной частотой, то есть с частотой близкой к частоте собственных колебаний, то коэффициент усиления резко возрастает, стрелка отклоняется более, чем на половину шкалы.

Для каждого типа авиадвигателя уровень опасной частоты устанавливается согласно остаточному ресурсу авиадвигателя, заносится в его паспорт и утверждается руководящими документами, поэтому и настройка измерения вибрации выполняется согласно уровню частот для конкретного типа авиадвигателя. Например, для авиадвигателя АИ-25 самолета Як-40 рабочая полоса частот 65 – 300 Гц, резонансная частота 185 Гц. Включение светосигнализатора «опасная вибрация» соответствует отклонению стрелки индикатора на величину 70 – 100 мм/с. Аппаратура контроля вибрации авиадвигателей имеет встроенный контроль, он состоит из исполнительного реле, кнопки «контроль ИВ»,

симметричного мультивибратора, генерирующего сигнал резонансной частоты авиадвигателя. При нажатии на кнопку реле срабатывает и подается сигнал от мультивибратора параллельно с сигналами датчика, имитируется опасная вибрация авиадвигателя. Стрелка индикатора должна отклониться на величину $70 - 100$ мм/с ($70 - 100$ %), включаются светосигнализаторы «повышенная вибрация», «опасная вибрация».

На двигателях Д-18, Д-30 КУ, ПС-90 и т.д. применяются датчики вибрации МВ – пьезоэлектрического типа. Датчик выдает сигнал в виде электрического заряда, пропорционального виброускорению, сигнал подается на электронный блок и преобразуется в переменное напряжение. Частота этого сигнала пропорциональна частоте вибрации в месте установки датчика, а амплитуда пропорциональна виброускорению. Сигнал пропускается через фильтр, срезающий частоты помех, затем интегрируется и преобразуется в сигнал виброскорости. Сигнал пропускается через узкополостной следящий фильтр, полоса пропускания рабочих частот сдвигается, то есть меняется порог чувствительности фильтра по сигналу датчика ДТА, замеряющего частоту вращения ротора авиадвигателя. Следящие (перенастраиваемые) фильтры по сигналам частоты вращения роторов КВД, КСД, РВ от датчика ДТА непрерывно автоматически настраиваются на текущую частоту вращения соответствующего ротора авиадвигателя.

Сигнал уровня виброскорости ротора вентилятора после следящего фильтра подается на второй интегратор и преобразуется в сигнал вибросмещения РВ. Сигналы виброскорости КВД, КСД и вибросмещения РВ подаются на входы устройства выбора максимального сигнала. Он выбирает максимальный сигнал из всех каналов измерения отдельно по виброскорости и вибросмещению и выдает на индикаторы УК-68В.

Самоконтроль работы каналов осуществляется непрерывно и автоматически, при отказах происходит отключение неисправного канала.

Аппаратура контроля вибрации такого типа (ИВ-42-СФ-4) не требует ручной настройки, обладает повышенной эксплуатационной надежностью.

Аппаратура автоматически настраивается на включение сигнализации «повышенная вибрация», «опасная вибрация».

2.4. Приборы измерения количества и расхода топлива

Топливомер

Топливная система самолета предназначена для бесперебойного питания двигателя топливом в любых условиях полета при различных режимах работы двигателя и обеспечивает необходимую деятельность и продолжительность полета с сохранением центровки самолета в допустимых пределах. Топливо размещается в баках и подается в расходные отсеки насосной перекачки в соответствии с установленным порядком расхода.

Измерение массы топлива в баках самолета осуществляется прибором – топливомером. Существует два метода измерения массы топлива: поплавковый и емкостной. На самолетах малой авиации в основном используется **поплавковый метод** измерения уровня топлива. Датчик – легкие поплавки, связанные системой рычагов со щеткой потенциометра.

Датчики установлены в баках левого и правого полукрыльев. Изменение уровня топлива в баках вызывает перемещение поплавка – щетки потенциометра, включенного в схему электрического моста постоянного тока, в измерительную диагональ включен магнитоэлектрический логометр – две подвижные рамки, которые установлены между полюсами постоянного магнита. С рамками связана стрелка. Магнитное поле рамок взаимодействует с полем постоянного магнита. При изменении уровня топлива рамка поворачивается и перемещает стрелку по шкале топливомера, градуированного в литрах. Схема позволяет измерять раздельно запас топлива в баках левого и правого полукрыла, а также общий запас топлива на самолете, путем суммирования сигналов датчиков. На самолетах Як-18Т индикатор топливомера имеет две шкалы: внешнюю с градуировкой от 0 до 180 л для измерения суммарного количества бензина и внутреннюю с градуировкой от 0 до 90 л для измерения количества бензина в каждом баке полукрыла. Управление индикацией топливоизмерительной системы производится переключателем «БАКИ», имеющим три положения: «лев-сумма-прав». В поплавковом датчике имеются контактные устройства, при расчетном уровне топлива включается светосигнализатор критического остатка топлива.

Емкостный метод измерения количества топлива как более совершенный применяется на самолетах М-101Т, Як-18Т сер. 36, Як-40, Як-42, Ан-24, Ан-26.

Датчики топливомера устанавливаются в баках вертикально и представляют собой набор коаксиальных цилиндров, электрически изолированных друг от друга и образующих конденсатор. При заполнении баков топливом заполняются воздушные зазоры между трубами. Диэлектрическая проницаемость воздуха и топлива различная, поэтому изменение уровня топлива в зазорах приводит к изменению электрической емкости датчика. Следовательно, для измерения количества топлива в баке нужно измерить величину электрической емкости датчика-конденсатора.

Принцип действия электроемкостного топливомера основан на измерении электрической емкости датчика-конденсатора, которая изменяется при изменении массы топлива (рис. 2.5,а).

Измерение электрической емкости датчика топлива производится при команде измерительного моста переменного тока, одним плечом которого является емкость датчика. Измерительный мост имеет четыре плеча, три из них образованы резисторами и конденсатором постоянной емкости, четвертое плечо – переменная емкость датчика, расположенного в баке. При пустых баках мост уравновешен. При заполнении бака топливом емкость датчика увеличивается, мост рассогласуется и появляется разность потенциалов. Сигнал рассогласования электрического моста усиливается и обрабатывается следующим приводом индикатора со шкалой, отградуированной в килограммах. Таким образом, датчик-конденсатор преобразует неэлектрическую величину – уровень топлива – в электрический сигнал.

Диэлектрическая проницаемость, а следовательно, емкость датчика зависит от плотности топлива, а плотность – от температуры и сорта топлива. Поэтому при замене сорта топлива или отклонении температуры от стандартного значения + 15 °С в показаниях индикатора появляется погрешность. Для ее компенсации применяются датчики топливомера с температурной компенсацией. Чувствительным элементом – приемником температуры топлива – является никелевый проводник, расположенный в датчике. При отклонении от стандартной

температуры топлива $+15\text{ }^{\circ}\text{C}$ сигнал рассогласования в противофазе с основным сигналом запаса топлива подается на следящий привод индикатора.

В показаниях всех топливомеров появляется погрешность при кренах самолета, а также на этапах разгона или торможения.

Величина погрешности составляет до 4 % от максимального размаха шкалы.

На индикаторах топливомеров более поздних модификаций имеются кнопки «Н» (нуль) и «Р» (размах) для контроля работоспособности измерительной схемы. При нажатии кнопки «Н», «Р» в схему подключаются замещающие емкости, равные по величине емкости «пустого сухого», «полного бака», стрелка индикатора должна соответственно отклониться на начальное или максимальное значение шкалы.

Емкостные датчики с сигнализатором используются для работы логических схем автоматов централизованной заправки самолета, автоматов расхода топлива по программе. Индуктивные сигнализаторы расположены внутри датчика-конденсатора, каждый из них состоит из герметично запаенной обмотки и сердечника из ферромагнитного материала на поплавке. Обмотка индуктивности закреплена на заданном уровне направляющей трубки датчика. Сердечник на поплавке отслеживает уровень топлива. При введении в обмотку или выводе сердечника индуктивность обмотки изменяется. Обмотка включена в схему электрического моста переменного тока (рис. 2.5,б).

При изменении индуктивности сигнал рассогласования моста подается на вход электронного реле, которое срабатывает и своими контактами замыкает цепь питания сигнальных ламп, контакторов, управляющих работой топливных насосов или электромагнитных кранов заправки. С целью повышения точности и надежности работы схемы индуктивные сигнализаторы заменяются на магнитоуправляемые контакты, например на самолетах М-101Т, Як-40.

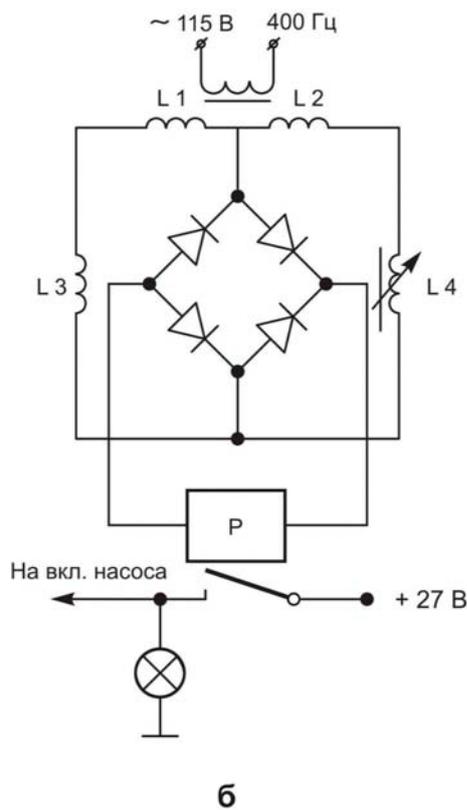
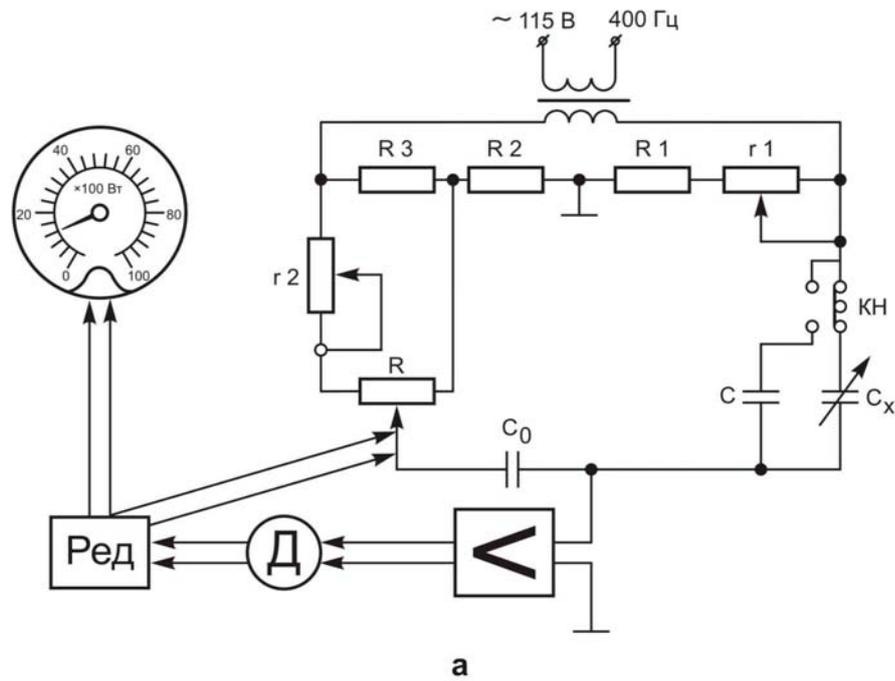


Рис. 2.5. К принципу действия топливомера

Расходомер

Измерение расхода массы топлива из топливной системы самолета на авиадвигатель осуществляется прибором – расходомером.

Расходомеры предназначены для измерения:

- мгновенного (часового) расхода топлива в кб/ч;
- суммарного запаса топлива в кб на один авиадвигатель.

В эксплуатации используются расходомеры, измеряющие мгновенный расход топлива, суммарный запас топлива, а также расходомеры мгновенного расхода и суммарного запаса топлива.

Датчик расходомера представляет собой очень чувствительную легкую винтовую крыльчатку, расположенную в магистрали подачи топлива из расходного бака на авиадвигатель.

Крыльчатка устанавливается на шарикоподшипниках между направляющими аппаратами, которые выравнивают поток топлива до и после крыльчатки и позволяют получить пропорциональную зависимость между скоростью потока топлива и числом оборотов крыльчатки за единицу времени работы авиадвигателя.

Крыльчатка измерения мгновенного расхода приводит во вращение постоянный магнит, заключенный на ее оси. Во вращающемся магнитном поле магнита расположена чашка из диамагнитного сплава, укрепленная на оси ротора сельсина-датчика. При пересечении вращающимся магнитным полем стенок чашки в них наводится ЭДС, которая вызывает появление вихревых токов. Вихревые токи взаимодействуют с вращающимся магнитным полем и создают вращающий момент, который стремится увлечь чашку в направлении ее вращения (рис. 2.6,а).

Под действием движущегося момента чашка поворачивается и закручивает пружины, создающие противодействующий момент на ее оси. Угол отклонения чашки пропорционален частоте вращения магнита и количеству топлива, прошедшего через трубопровод.

Для дистанционной передачи угла поворота оси чашки в индикатор применяются бесконтактные сельсины, включенные по индикаторной схеме.

Крыльчатка суммарного расхода через червячную передачу, расположенную внутри направляющего аппарата, вращает втулку со стальным сердечником, расположенным внутри защитного колпачка (рис. 2.6,б). С внешней стороны колпачка расположены одна над другой две обмотки индуктивности L1 и L2 на стальном П-образном сердечнике. Обмотка индуктивности L1 и L2 со вторичными

обмотками трансформатора образует электрический мост. Датчик рассчитан так, что при прохождении определенного объема топлива крыльчатка вызывает один оборот сердечника, это приводит к изменению индуктивности обмоток и рассогласованию электрического моста. Сигнал рассогласования после преобразования подается на обмотку электромагнита.

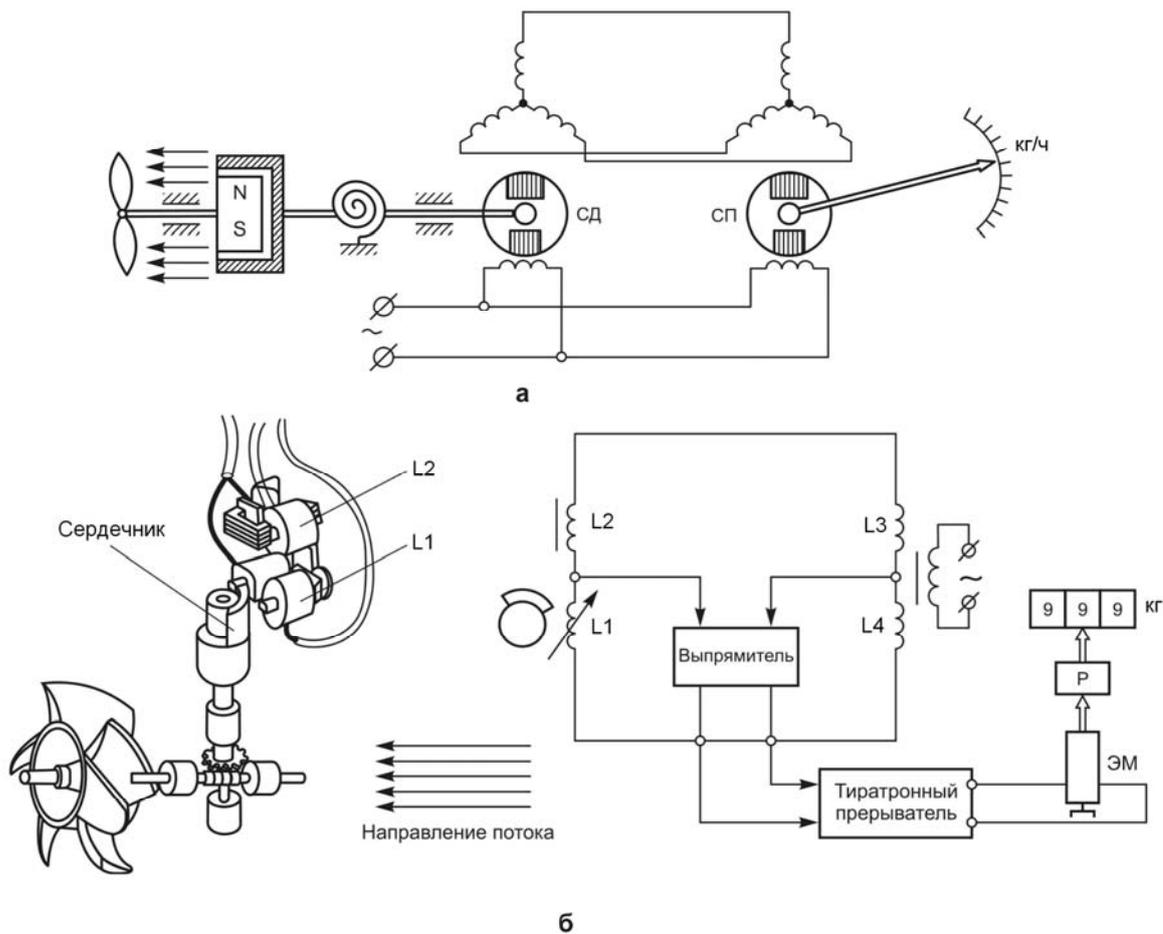


Рис. 2.6. К принципу работы расходомера

Электромагнит срабатывает при каждом рассогласовании моста, через редуктор и дифференциал перемещает стрелку индикатора на уменьшение показаний. Число срабатываний электромагнита пропорционально числу оборотов крыльчатки, то есть суммарному расходу топлива на авиадвигатель.

Датчики мгновенного и суммарного расхода топлива измеряют расход топлива в объемных единицах. Для получения результата измерения в весовых единицах часовой расход топлива умножается на расчетное значение плотности топлива, так при сорте топлива Т-2 $\rho = 0,776 \text{ г/см}^3$.

При изменении сорта или температуры топлива появляется дополнительная погрешность измерения.

Для ее устранения применяется конденсатор. Он выполнен в виде набора пластин, установлен в трубопроводе топлива. Емкость конденсатора включена в плечо электрического моста. При изменении плотности топлива сигнал рассогласования управляет электромагнитной муфтой. Через каждые 250 л расхода топлива муфта срабатывает и включает двигатель, он перемещает стрелку индикатора на дополнительный угол.

Контрольные вопросы

1. Какие физические принципы заложены в формирование сигнала температуры выходящих газов (ТВГ)?
2. Как схемно обеспечивается требуемая эксплуатационная точность работы термометра типа ТЦТ-13 в расчетном диапазоне изменений температуры кабины?
3. Какой принцип используется при измерении относительной частоты вращения привода авиадвигателя и передаче ее на указатель?
4. Дайте оценки допусков колебаний стрелок тахометров относительно шкалы указателя?
5. В чем состоит принцип измерения скорости вибраций корпуса авиадвигателя?
6. Как измеряется вибросмещение в местах установки датчика вибраций?
7. Какие устройства формируют сигнал на включение светосигнализатора «Опасная вибрация»? Как это происходит?
8. Какой принцип заложен в измерение запаса топлива емкостным методом?
9. Каким способом компенсируется погрешность в измерении запаса топлива при отклонении температуры топлива от стандартного значения?
10. Проведите сравнительный анализ принципов измерения запаса топлива поплавковым и емкостным методом.
11. В чем сходство и различие принципов измерения мгновенного расхода и суммарного запаса топлива на один авиадвигатель?

3. ПРИБОРЫ И СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ И ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ КРИТИЧЕСКОГО РЕЖИМА ПОЛЁТА ВОЗДУШНОГО СУДНА

3.1. Общие положения

Статистические данные летных происшествий в отечественной и зарубежной авиации показывают, что большое число происшествий зависит от ошибок лётного состава, диспетчеров и обслуживающего персонала при исправной авиационной технике (так называемый человеческий фактор). Это требует установки на борту самолета технических средств, обеспечивающих экипаж сигналами о приближении к предельно допустимым значениям параметров полёта. Сформированные в этих технических средствах сигналы сравниваются с их текущими значениями. В зависимости от величины разности между ними и скорости её изменения вырабатываются предупреждающие сигналы, являющиеся для экипажа и САУ командой для выполнения корректирующих действий по предотвращению выхода на критический режим полёта.

На борту современных самолетов и вертолетов устанавливаются системы предупреждения и предотвращения критического режима полёта – СПКР. Критическим значением параметра, согласно [3, 4], называется такое его значение, превышение которого с вероятностью, близкой к единице, приводит к аварийной ситуации. Опасным значением параметра называется такое его значение, которое требует предельных, чрезвычайных мер для предотвращения выхода за критические значения. Пороговым значением (величиной срабатывания) называется такое, при котором должна срабатывать система сигнализации. В качестве номинального значения принимается математическое ожидание параметра в конкретном режиме полёта.

На рис. 3.1 представлен график, отражающий степень аварийности за 35 лет по наблюдениям международной организации ИКАО. Видно, что абсолютное число погибших не уменьшается, хотя относительный коэффициент аварийности резко уменьшается. Связано это с усложнением оборудования и увеличением

числа гражданских самолётов. Установлено, что в числе причин катастроф человеческий фактор составляет 80-85 % от общего числа. Всё это свидетельствует о необходимости установки на борту самолёта средств, помогающих пилоту предупреждать и предотвращать аварийные и катастрофические ситуации.

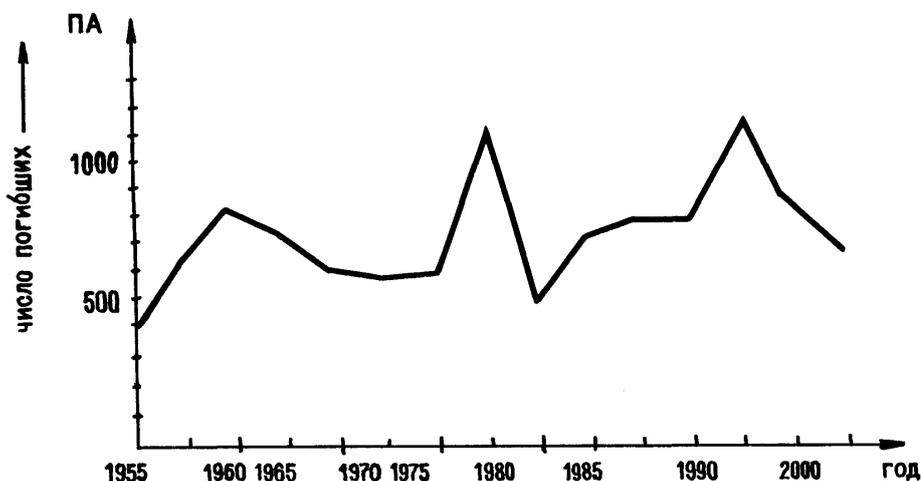


Рис. 3.1 График аварийности гражданской авиации:
ПА – показатель аварийности, число погибших за один год

На рис. 3.2 приведена зависимость показателя аварийности парка самолётов ВВС США за 10 лет, где за показатель аварийности принято количество лётных происшествий на каждые 100 000 часов полёта. При этом отмечается, что наиболее частыми причинами катастрофической ситуации являлись плохая погода, усталость пилотов, порывы ветра. Отказы техники составляли всего 16 % от общего числа катастроф.

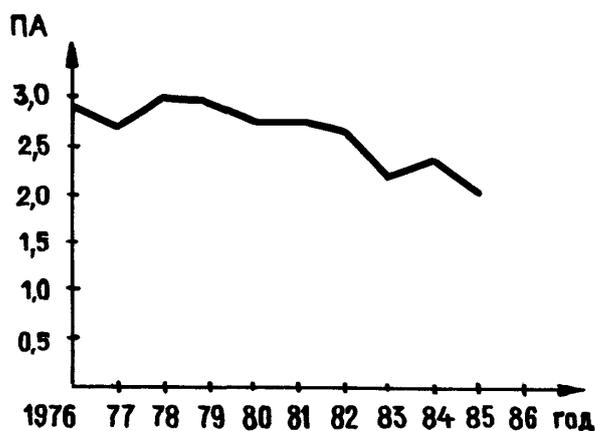


Рис. 3.2 Показатель аварийности парка самолётов ВВС США

Из рис. 3.3 видно, что наиболее опасными этапами полёта являются взлёт (разбег), заход на посадку и посадка (приземление).

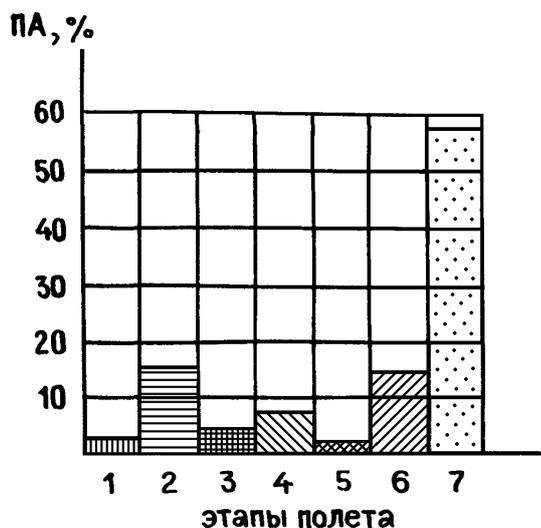


Рис. 3.3. Распределение аварий и катастроф турбовинтовых самолётов США за 20 лет по этапам полёта:

1 – руление; 2 – взлёт; 3 – набор высоты; 4 – полёт по маршруту; 5 – снижение; 6 – заход на посадку; 7 – приземление

Основные задачи, решаемые СПКР:

- образмеривание допустимых границ режимов полёта по пилотажным и эксплуатационным параметрам;
- индикация положения текущего режима относительно допустимых границ;
- упреждающая сигнализация о приближении к критическому режиму;
- своевременное включение экипажа и средств автоматического увода самолёта из опасной зоны, изменения режима полёта или маршрута полёта.

3.2. Характерные ограничения на параметры СПКР

Ограничения на параметры полёта определяются прочностными и эксплуатационными характеристиками самолёта, заданными комфортными условиями, и зависят от этапа и режима полёта, состояния и характеристик объекта, экипажа и окружающей среды. Необходимая для этих целей информация поступает в вычислитель СПКР как от бортовых систем, так и от специальных устройств и

систем. Например, информация об аэродинамических углах берется от датчиков углов атаки и скольжения (ДАУ), информация о перегрузках – от датчиков линейных ускорений (ДЛУ), информация о высотно-скоростных параметрах может поступать от системы воздушных сигналов (СВС) и т. д. Специальные датчики информации применяются, когда на борту самолёта такая информация отсутствует на момент разработки системы конкретного ЛА.

Для удобства рассуждений под величиной X будем иметь в виду информацию о любом параметре. При этом различают следующие значения параметров: $X_{\text{тек}}$ – текущее значение (или требуемое); $X_{\text{доп}}$ – допустимое значение; $X_{\text{кр}}$ – критическое значение; $X_{\text{доп min}}$ – допустимое минимальное значение; $X_{\text{доп max}}$ – допустимое максимальное значение; $X_{\text{кр min}}$ – критическое минимальное значение параметра; $X_{\text{кр max}}$ – критическое максимальное значение параметра [4].

Наиболее часто встречаются такие текущие значения: аэродинамические углы атаки α и скольжения β ; нормальная n_y и продольная n_x перегрузки; приборная скорость $V_{\text{пр}}$; число Маха – M ; барометрическая высота $H_{\text{бар}}$; геометрическая высота $H_{\text{г}}$; угол наклона траектории полёта θ ; истинная скорость V , а также параметры, характеризующие сдвиг ветра в горизонтальной и вертикальной плоскостях; параметры режима разбега и других режимов полёта.

Пример характерных ограничений параметров СПКР приведён на рис. 3.4, где область эксплуатации в координатах $H_{\text{бар}} - V_{\text{пр}}$ ограничивается (образмеривается) тремя параметрами: барометрической высотой $H_{\text{бар}}$, приборной скоростью $V_{\text{пр}}$ и числом M .



Рис. 3.4. Область эксплуатационных скоростей ЛА в зависимости от высоты полёта

Видно, что между критическими и допустимыми значениями ограничиваемых параметров есть некая область, которая называется буферной зоной. Согласно [3, 4], величина буферной зоны определяется значениями:

$$\begin{aligned} |V_{\text{доп min}} - V_{\text{кр min}}| &= (0,15 \dots 0,3) V_{\text{кр min}}, \\ |V_{\text{кр max}} - V_{\text{доп max}}| &= 50 \text{ км/ч}, \\ M_{\text{кр}} - M_{\text{доп}} &= 0,05. \end{aligned} \quad (3.1)$$

Целью ограничения режима по минимальной скорости является предотвращение сваливания ВС из-за недостаточной подъёмной силы. Максимальная скорость ограничивается по причине предотвращения разрушения элементов конструкции из-за чрезмерно большого скоростного напора. Ограничения по числу M назначаются из условий управляемости, устойчивости работы силовой установки, допустимой величины аэродинамического нагрева.

Ограничения по скорости не являются постоянными, в зависимости от этапа полёта и состояния оборудования, например двигателей, для каждого ЛА назначается большая номенклатура скоростей. Особенно много значений скоростей на этапах взлёта и посадки. Общее количество разновидностей (стандартных) скоростей составляет двадцать пять [3, 4, 13]. Большинство этих ограничений определяются в зоне малых скоростей для предотвращения сваливания. Например, минимальная эволютивная скорость разбега $V_{\text{min p}}$ назначается из условий надёжной управляемости ВС при отказе критического двигателя. Для каждого ВС назначается минимальная скорость отрыва, минимальная скорость захода на посадку, минимальная скорость захода на посадку с одним неработающим двигателем и другие скорости. При отсутствии средств, автоматически перестраивающих границы разрешенной области пилотирования, пилоту пришлось бы запоминать все ограничения. Так было до появления СПКР на борту самолета.

На рис. 3.5 показаны ограничения по минимальному и максимальному значениям аэродинамического угла атаки. Ограничения по углу атаки относятся к наиболее важным лётным ограничениям для сверхзвуковых и дозвуковых ВС. Предельные значения угла атаки $\alpha_{\text{доп}}$ определяются по зависимостям $C_y = f(\alpha)$ на различных режимах полёта из условия, что они должны отличаться от критических значений $\alpha_{\text{кр}}$ (угол сваливания) не менее чем на $3 \dots 5^\circ$.

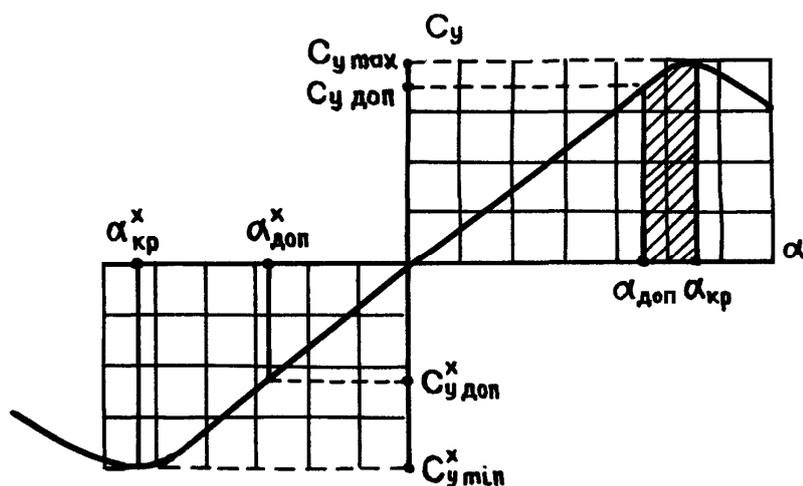


Рис. 3.5. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки ЛА

Кроме того, значения $\alpha_{\text{доп}}$ выбираются так, чтобы при выходе на эти углы не возникали самопроизвольные колебания ВС, которые пилот не мог бы парировать, обеспечивалась приемлемая управляемость ЛА, не нарушалась нормальная работа силовой установки и других систем. Выход ВС на значения $\alpha_{\text{доп}}$ наиболее вероятен на этапах взлёта, посадки, ухода на второй круг, в процессе торможения, когда необходимо создать требуемую подъемную силу при малых скоростях полёта.

Ограничения по перегрузке обычно касаются её вертикальной (нормальной) составляющей n_y и, в основном, связаны с прочностными характеристиками ВС и комфортными условиями полета. Для лёгких маневренных самолетов ограничения по перегрузке определяют на основании её зависимости от числа M (рис. 3.6). Аналогичным образом определяются ограничения и по всем другим пилотажным параметрам в процессе разработки и испытаний ВС.

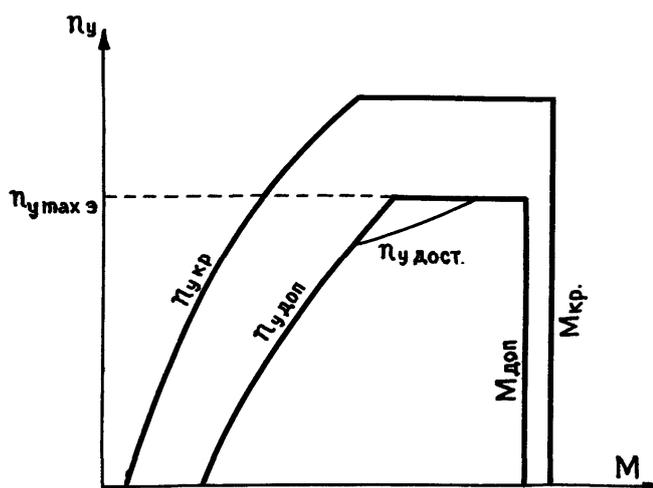
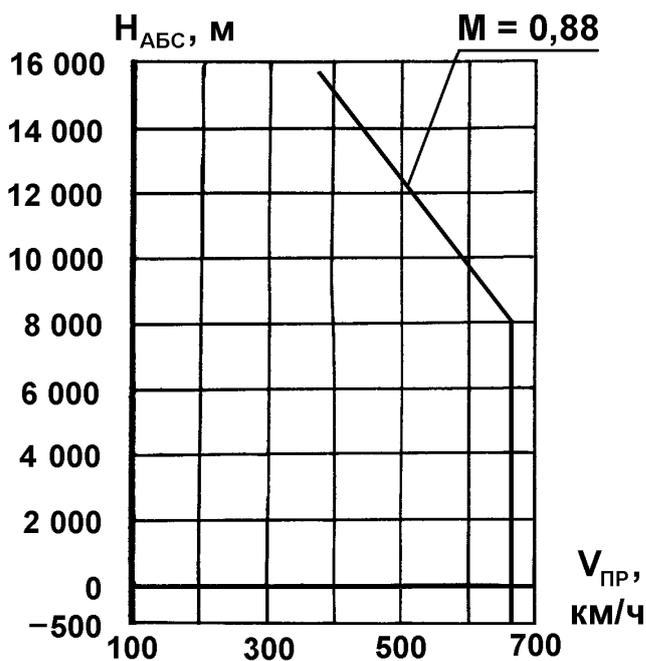


Рис. 3.6. Зависимость перегрузки ЛА от числа M полёта

Для каждого ВС ограничения по параметрам СПКР индивидуальны. Ограничения параметров полёта гражданского самолёта являются наиболее простыми. Это объясняется его малой маневренностью и стандартными режимами полёта. Здесь решается главная задача – безопасность полета. На рис. 3.7 приведены законы ограничения по параметрам полёта $V_{пр}$ и числу M для пассажирского самолёта Ил-86.



Высота, м	Приборная скорость (максимально допустимая) $V_{доп}$, км/ч
-500	670,0
0	670,0
2 000	670,0
4 000	670,0
6 000	670,0
8 000	670,0
8140,2	670,0
10 000	588,2
12 000	506,7
14 000	435,2
15 000	403,1

Рис. 3.7. Закон изменения максимально допустимой приборной скорости в условиях нормальной эксплуатации объекта Ил-86

Оригинальными являются ограничения параметров СПКР для вертолета. Наиболее характерными из них являются следующие [5]:

- ограничения по высоте полёта

$$H_{доп} = f(m, t), \tag{3.2}$$

где m – масса вертолета; t – температура воздуха, °С. На высотах менее 10-25 м режим висения вертолета не рекомендуется из-за опасности отказов двигателей, когда может не хватить времени для разгона скорости косоугольного движения для погашения вертикальной скорости. Условием безопасного снижения вертолета является алгоритм

$$V_{у\ ср} = V_{у\ доп} - V_{у\ тек},$$

где V_y – скорость снижения;

– ограничения по минимальной скорости, связанные с ограничениями по мощности двигателя на данной минимальной скорости косо́го полёта;

– ограничения по максимальной скорости в связи со срывом потока воздуха при достижении критического значения числа M на оконечностях лопастей из условия

$$\omega R/\alpha \geq M_{кр},$$

где ω – скорость вращения лопастей; R – радиус лопасти; α – скорость звука;

– ограничения по причине неопределенности границ (отсутствие экспериментальных данных, директивные границы);

– ограничения по нормальной перегрузке

$$n_y = Y_B/G,$$

где Y_B – результирующая аэродинамическая сила винта; G – сила веса.

Этот параметр характеризует маневренность вертолета или способность создавать ускорение, отличное от ускорения свободного падения.

3.3. Принцип действия СПКР

На рис. 3.8 представлена обобщенная структурная схема СПКР в контуре управления ВС на предельных режимах полёта. В зависимости от режима, состояния ВС (блок 1) и атмосферы (блок 2) через преобразователи (блок 3) в вычислитель поступает информация о параметрах. После фильтрации (блок 4) первичных сигналов и их обработки на входе каналов индикации (блок 5), сигнализации (блок 6), автоматического увода (блок 7), с выхода вычислителей каналов на вход логического устройства (блок 8) подаются текущие и предельно допустимые значения ограничиваемых параметров. С выхода логического устройства сигналы поступают на средства индикации (блок 9), сигнализации (блок 10), автоматического увода (блок 11). Пилот (блок 12), получая информацию от средств индикации и сигнализации, через систему штурвального управ-

ления (блок 13) и сумматор (блок 14) может управлять ВС. Если он своевременно включен с помощью СПКР в контур управления, то обеспечивает удержание ВС на предельном режиме либо увод из него. В случае, когда пилот по каким-то причинам не включился в контур управления (пропуск информации, занят другими операциями и т.п.), то через логическое устройство включается в работу канал активного автоматического увода.

Информация о границах разрешенной области эксплуатации, а также о соотношениях между текущими и предельно допустимыми значениями пилотажных параметров необходима для контроля состояния ВС и принятия решения в режиме штурвального или автоматического управления. С этой целью наряду с измерением и индикацией текущих значений пилотажных параметров предусматривается определение и индикация их предельных значений, автоматически перестраивающихся в зависимости от конфигурации ВС, состояния среды и режима полета.

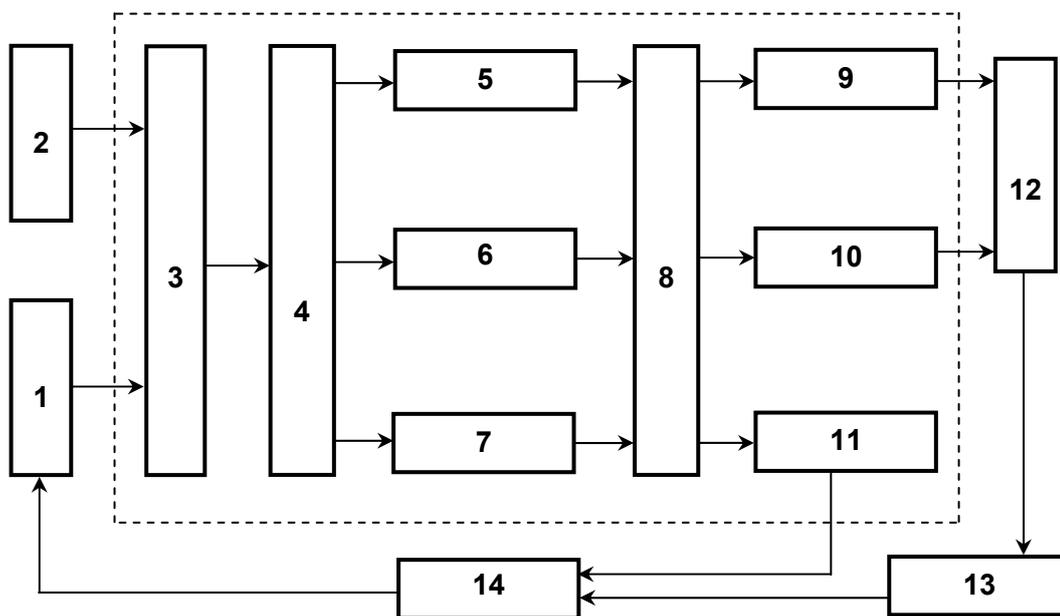


Рис. 3.8. Структурная схема СПКР

На начальном этапе своего развития СПКР решали лишь задачи ограничения по нескольким наиболее значимым пилотажным параметрам и строились по автономному, так называемому канальному, принципу, без учёта естественной взаимосвязи ограничений, накладываемых на пилотажные параметры. Основными

ограничиваемыми параметрами первых систем являлись угол атаки и вертикальная перегрузка. СПКР решали, в основном, задачу предупреждения сваливания самолёта и включали в себя указатели и сигнализаторы по отдельному параметру. Следует отметить, что эксплуатация уже первых вариантов СПКР убедительно подтвердила их высокую эффективность. Стали реальными полёты на предельных режимах с расширенными ограничениями по аэродинамическим параметрам. Однако в простейших СПКР отдельные ограничения на области безопасного полёта не учитывали взаимосвязь ограничиваемых параметров и назначались для случая самого неблагоприятного их сочетания. Это приводило к неполному использованию функциональных возможностей ВС, снижению эффекта по повышению безопасности полетов. Канальный принцип построения индикации и сигнализации ухудшал массогабаритные характеристики СПКР. Эргономически непригодной оказалась также индикация текущих и предельных значений ограничиваемых параметров на указателях, разнесенных друг от друга на приборной доске. Появилась необходимость разработки совмещенных индикаторов СПКР, например, типа УАП, УСИМ и др., на которых выводилась информация одновременно по нескольким пилотажным параметрам.

Дальнейшим развитием СПКР явилась их целевая направленность на обеспечение безопасности на конкретных этапах полёта, начиная со взлёта и до посадки. Это определило целевую направленность традиционных СПКР на обеспечение безопасности на конкретных этапах полёта. В соответствии с функциональным назначением в составе приборного комплекса самолёта выделены: система контроля разбега (СКР), система предупреждения о выходе на опасные значения угла атаки и нормальной перегрузки (СОС), система предупреждения об опасной близости земли (СППЗ), система предупреждения о попадании в опасный сдвиг ветра (СППОС), система предупреждения столкновений самолётов (СПС). Проводятся разработки других автономных систем предупреждения об опасных режимах полёта, например, система предупреждения сдвига ветра (СПСВ).

Основное назначение системы контроля разбега – предупреждение летных происшествий, связанных с превышением располагаемых дистанций взлётной полосы аэродрома, из-за принятия экипажем ошибочных решений на прерывание или продолжение взлёта или несвоевременного обнаружения экипажем опасных отклонений параметров разбега от их номинальных значений. Статистика лётных происшествий свидетельствует, что около 50 % аварий и катастроф на прерванном и около 10 – 15 % на продолженном взлёте связаны с указанными факторами.

СКР на основе измерения параметров процесса разбега выдаёт экипажу сигнал предупреждения и командные сигналы на прерывание или продолжение взлёта в случае обнаружения опасного отклонения от его расчётного значения, введенного в систему перед полётом. Критерием формирования предупредительного сигнала может быть разность между допустимым значением ускорения самолёта $a_{x \text{ доп}} f(V_{\text{пр}})$ и его текущим значением a_x :

$$a_{x \text{ ср}} = a_{x \text{ доп}} f(V_{\text{пр}}) - a_x. \quad (3.3)$$

Сигнал срабатывания СКР можно сформировать и как разность между пороговым (допустимым) значением воздушной скорости в функции пройденного по ВПП расстояния S и измеренным текущим её значением:

$$V_{\text{ср}} = V_{\text{доп}} f(S) - V. \quad (3.4)$$

Однако наиболее совершенной системой является та, в которой сигнал срабатывания формируется как разность между пороговым значением дистанции достижения $L_{\text{доп}}$ и вычисленным значением дистанции достижения заданной скорости L_p :

$$L_{\text{ср}} = L_{\text{доп}} f(V) - L_p, \quad (3.5)$$

где $L_p = f(a_x, V_{\text{п}}, V, S, V_{\text{отр}})$ – функция измеренных значений параметров процесса разбега; $V_{\text{п}}$ – путевая скорость, a_x – продольное ускорение, V – воздушная скорость, S – пройденное по ВПП расстояние, $V_{\text{отр}}$ – расчетное значение отрыва самолёта от поверхности ВПП. Один из алгоритмов СКР представлен на рис. 3.9.

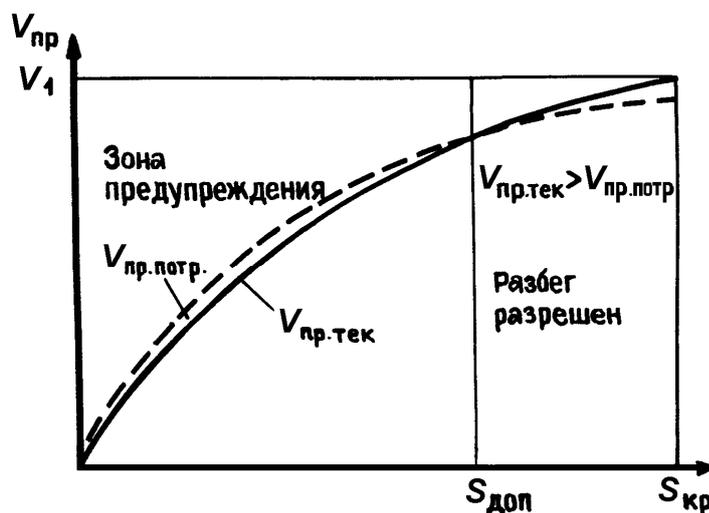


Рис. 3.9. Принцип организации сигнала срабатывания СКР при алгоритме

$$V_{пр.тек} > V_{потр}, S_{тек} \leq S_{кр}$$

Система предупреждения о выходе на опасные значения параметров полета

Под параметрами полета в этой системе подразумеваются, прежде всего, угол атаки, угол скольжения, нормальная перегрузка, скорость полёта, число M , высота полёта. Из всех подсистем СПКР система предупреждения по параметрам полета появилась раньше всех под шифром СОС – система ограничительных сигналов. В настоящее время эксплуатируется аналоговая система СОС-3 и цифровая система СОС-2. Алгоритм сигнала срабатывания СОС формируется как разность между предельно допустимым значением, например, угла атаки $\alpha_{доп}$, и его текущим измеренным значением:

$$\alpha_{ср} = \alpha_{доп} - \alpha_{тек}$$

Система предупреждения об опасной близости земли

До появления систем предупреждения об опасной близости земли (СППЗ) на каждом самолете устанавливались сигнализаторы опасной высоты полёта, которые предупреждали экипаж о прохождении фиксированной высоты (например 200 м) в каждом полёте независимо от наличия опасной ситуации. В действительности опасность определяется тем, позволяют ли характеристики

самолёта при данном расстоянии от препятствия и скорости сближения предотвратить непреднамеренное столкновение с ним.

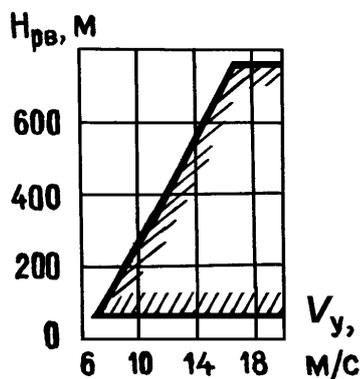


Рис. 3.10. Зависимость опасной высоты $H_{оп}$ от вертикальной скорости V_y :
 $H_{рв}$ – высота полёта по радиовысотомеру

Задача может быть решена на основе информации радиовысотомера, измерителя вертикальной скорости самолёта и приемника сигнала отклонения от радиотехнической глиссады посадки. Система СПЗ вырабатывает сигнал предупреждения в следующих ситуациях (рис. 3.10, 3.11):

- чрезмерная скорость снижения самолёта;
- чрезмерная скорость сближения с землей;
- полёт на высоте менее 200 м при заходе на посадку с убранными шасси или закрылками;
- отрицательная вертикальная скорость или потеря высоты на взлёте до высоты менее 200 м;
- чрезмерное отклонение вниз от радиотехнической глиссады посадки.

Например, в первой ситуации (см. рис. 3.10) алгоритм формирования сигнала предупреждения имеет следующий вид:

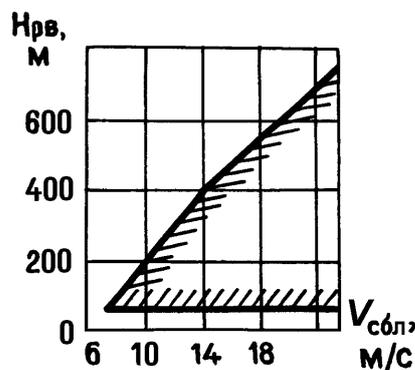


Рис. 3.11. Зависимость опасной высоты $H_{оп}$ от скорости сближения с землей $V_{сбл}$

$$H_{ср} = H_{рв.оп} f_2(V_{сбл}) - H_{рв.тек} \tag{3.6}$$

Система предупреждения о попадании в опасный сдвиг ветра

Под сдвигом ветра понимается изменение во времени направления и скорости ветра в области воздушного пространства, где находится самолёт. Эти изменения ветра происходят в функции высоты полёта.

В связи с изменением направления и скорости ветра изменяются воздушная скорость и угол атаки самолёта, и, как следствие, происходит нарушение баланса сил, действующих на самолёт. На этапах взлёта и посадки при ограниченном запасе высоты неожиданное для экипажа попадание самолета в сдвиг ветра может привести к лётным происшествиям. Наиболее опасными являются изменения продольной и вертикальной составляющей ветра. Менее опасной считается боковая составляющая ветра.

Число целевых подсистем СПКР может возрастать по мере усложнения авиационной техники и загруженности экипажа. Как и каналные, по отдельным параметрам средства предупреждения, целевые подсистемы не смогли отвечать оптимальным требованиям.

Общность первичной информации в целевых СПКР, существенные достижения в миниатюризации элементов конструкции, возрастание мощностей вычислителей, стремление к сокращению трудозатрат при изготовлении и эксплуатации оборудования самолёта обусловили необходимость и возможность разработки интегральных СПКР. Интегральная СПКР выполняет функции всех вышеперечисленных целевых систем.

СПКР содержит все элементы типовой сложной системы: датчики первичной информации, фильтры, вычислитель, логическое устройство, элементы и сигнализации и индикации. Практически на борту ВС СПКР может взаимодействовать с комплексной информационной системой сигнализации (КИСС) и с системой электронной индикации (СЭИ).

СПКР повышает безопасность пилотирования (что особенно важно для пассажирского ВС), повышает функциональные возможности, облегчает пилотирование. Особенностью СПКР является то, что в контуре управления ЛА с её помощью присутствует «мыслящее» звено – пилот, что делает штурвальное управление в сложных ситуациях наиболее эффективным.

Эффективность работы систем предупреждения и предотвращения критических режимов полёта определяется качеством процесса взаимодействия компонентов «среда – ВС – СПКР – пилот – система управления ВС», составляющих взаимосвязанную, взаимообусловленную сложную техническую систему. Изучение и оптимизация такой сложной технической системы возможны только на основе системного подхода и совместного рассмотрения всех аспектов, в том числе измерительного и управленческого. На основании изложенного такая сложная система является и экспертной системой, то есть с одной стороны является информационной экспертной системой мониторинга (слежение за нештатными ситуациями), когда задачи диагностики, интерпретации и предупреждения (сигнализации) должны решаться в реальном масштабе, а с другой – экспертной управляющей системой, осуществляющей «формирование» подсказки экипажу или управляющих сигналов в систему автоматического управления по оптимальному управлению для предупреждения критического режима полёта с заданным уровнем безопасности и рациональному (с точки зрения управления и безопасности) выводу самолёта из опасной зоны.

Сигналы СПКР используются в режиме штурвального и автоматического управления. В режиме автоматического управления пилот контролирует состояние бортовых систем с помощью устройств сигнализации и индикации, а при необходимости может вмешиваться в управление. Несмотря на широкое развитие и применение систем автоматического управления, вопросы совершенствования элементов штурвального управления остаются актуальными, потому что в процессе полёта компоненты «Среда», «ВС», «пилот» составляют взаимосвязанную систему, в которой летательный аппарат для пилота всегда остается объектом штурвального управления. Всё многообразие свойств ВС пилот оценивает только в процессе штурвального управления, используя средства сигнализации и индикации СПКР.

Структура средств обеспечения безопасности полета по параметрам СПКР достаточно проста и надежна. Сложность же и высокие требования по надежности к САУ не позволяют однозначно отдать им предпочтение. Средства СПКР совместно с пилотом образуют полуавтоматический контур управления, с помощью которого обеспечивается достаточно безопасный ввод (или вывод) самолета на границу

области предельно допустимых значений контролируемых параметров. Требования по надежности к элементам штурвального управления существенно ниже требований к САУ, что способствует быстрому внедрению СПКР.

Для современного самолета СПКР трансформируется в вычислительную систему. В интересах выполнения задач СПКР необходимо организовать все каналы путём согласования вычислителя с бортовыми источниками информации в полном соответствии с общей идеологией построения системы.

По функциональному признаку выделяют информационные и информационно-управляющие системы предупреждения. Информационные системы формируют и выдают информацию пилоту только по каналам индикации и сигнализации. Их отношение к исполнению команд пассивное, исполнение отдается на усмотрение пилота. Примером информационной системы может служить система предупреждения по углу атаки типа АУАСП, УДУА.

Информационно-управляющие системы кроме чисто информационных задач выполняют функции частичного управления самолетом. К таким функциям относятся формирование и выдача порогового значения воздушной скорости в автомат тяги, автоматический увод ВС из зоны предельного режима по параметрам полёта (углу атаки, воздушной скорости).

3.4. Канал сигнализации СПКР

Согласно структурной схеме (см. рис. 3.8), в СПКР предусмотрен канал сигнализации, который управляет средствами предупреждения пилота с целью своевременного включения его в контур управления по параметру, значение которого приближается к предельному допустимому [13]. Средства предупреждения должны быть достаточно интенсивными и характерными только для конкретного параметра, например, для угла атаки, скорости, нормальной перегрузки. Средства предупреждения (сигнализации) представляют собой устройства, выдающие сигналы, воздействующие на органы чувств пилота (зрение, слух, мышечно-суставные рецепторы). Наиболее часто применяются три вида средств сигнализации: визуальные, звуковые и тактильные [3,13].

Система сигнализации должна выполнять следующие функции:

- своевременно привлекать внимание членов экипажа к возникшей на борту ситуации с помощью сильнодействующих звуковых (тональность, тембр, длительность и т.п.), световых в проблесковом режиме и тактильных сигналов;
- раскрывать смысл происшедшего. Для этого используются надписи и символы светосигнальных устройств, тексты речевых сообщений, сигнальные элементы индикаторов (флажки, бленкеры), тактильные сигналы, надписи переключателей со световой сигнализацией;
- обеспечивать надежность восприятия сигнальной информации в реальных условиях полета (шум, вибрация, переговоры, условия освещения).

К системе предъявляются следующие требования:

- для привлечения к ситуации по одному параметру можно использовать одновременно не более трех сигнальных устройств;
- звуковые и тактильные сигналы, а также речевые сообщения должны использоваться совместно с визуальными сигнализаторами или индикаторами;
- при аварийной ситуации использовать не менее двух видов сигнальных средств, воздействующих на разные рецепторы члена экипажа, например, световой сигнал плюс тактильный.

В системе должна быть предусмотрена возможность отключения сильнодействующего сигнала при его опознании с сохранением визуальной информации. Однако это не относится к сигналам о предельных и критических ситуациях ($V_{кр}$, $\alpha_{кр}$, $M_{кр}$).

Звуковые сигналы должны выдаваться в виде тональных звуковых сигналов или речевых сообщений в диапазоне звуковых частот 200...4000 Гц.

Сообщения, выдаваемые аппаратурой речевого оповещения (АРО), должны передаваться женским голосом и повторяться не менее двух раз. Должна быть возможность повторного прослушивания.

Тактильный сигнализатор должен использоваться для предупреждения экипажа о выходе на эксплуатационные ограничения по режиму полета. При этом тактильный сигнализатор на штурвале (колонке) должен использоваться в качестве аварийного сигнала только для сигнализации о выходе на допустимый угол атаки ($\alpha_{доп}$) или положительную максимальную перегрузку ($n_{y\max}$).

Различают три категории сигналов: *аварийную*, *предупреждающую* и *уведомляющую*. Отнесение сигнала к определенной категории зависит от степени опасности информации, а также от величины располагаемого времени на устранение причины события.

К категории аварийной сигнализации относятся сигналы об особых ситуациях при располагаемом времени менее 15 с. К этой же категории относятся сигналы о приближении или достижении предельных значений эксплуатируемых параметров (например, $\alpha_{\text{доп}}$, $\alpha_{\text{кр}}$, $n_{y \text{ max}}$, $\gamma_{\text{пред}}$).

К категории предупреждающей сигнальной информации относятся сигналы, требующие немедленного привлечения членов экипажа к ситуации, но не требующие быстрых действий ($t_p > 15$ с).

К категории уведомляющей сигнальной информации относится информация, указывающая на нормальную работу систем. Величина располагаемого времени не регламентируется.

Светосигнализация относится к основной, визуальной сигнализации и предназначена для оповещения членов экипажа о работоспособности всего состава приборов, систем, двигателей, информирования экипажа о предельных режимах полета. Применяются, в основном, красный, желтый и зеленый цвета. Допускается применение белого и синего цветов, например, для выдачи информации о пролете маркеров. **Красный цвет** применяется только для аварийной сигнальной информации. **Желтый цвет** рекомендуется использовать для предупреждающей сигнальной информации. **Зеленый цвет** – для уведомляющей информации.

Светосигнализация должна быть легко различима и не должна ослеплять членов экипажа. Должна быть предусмотрена централизованная регулировка интенсивности свечения от режима «день» до режима «ночь». При этом сигнализаторы аварийной информации (красный цвет) регулировать не рекомендуется. Для большой привлекательности аварийный световые сигналы центрального огня (ЦСО) выдаются в проблесковом режиме с частотой от 2 до 5 Гц.

3.5. Флюгерные датчики аэродинамических углов

Положение самолета относительно набегающего потока воздуха и Земли определяется углом атаки α , углом скольжения β , углом тангажа ϑ , углом наклона траектории θ (рис. 3.12).

Угол атаки самолета – это угол между продольной осью OX и проекцией вектора скорости V на плоскость YOX связанной системы координат.

Угол скольжения самолета – это угол между направлением вектора скорости и плоскостью YOX связанной системы координат.

Угол тангажа самолета – это угол между продольной осью OX и горизонтальной плоскостью $OX_g Z_g$ земной системы координат.

Угол наклона траектории – это угол между направлением скорости самолета V и горизонтальной плоскостью $OX_g Z_g$ земной системы координат.

Углы атаки и скольжения являются аэродинамическими параметрами по своей природе. Они используются для обеспечения безопасности полета ВС, для центровки в процессе изменения режимов полета, для управления режимами работы двигателя. Различают местный и истинный аэродинамические углы. Под местным понимают такой угол, который характеризует отклонение потока воздуха относительно строительной оси ВС в том месте, где установлен его измеритель. Под истинным углом понимают теоретический аэродинамический угол, по основному определению угла атаки и скольжения, который определяет в целом ориентацию строительной оси ВС относительно вектора воздушной скорости.

Местные аэродинамические углы атаки и скольжения измеряются датчиками аэродинамических углов ДАУ.

Местный угол отличается от истинного на величину дополнительных искажений воздушного потока в месте установки измерителя на ЛА.

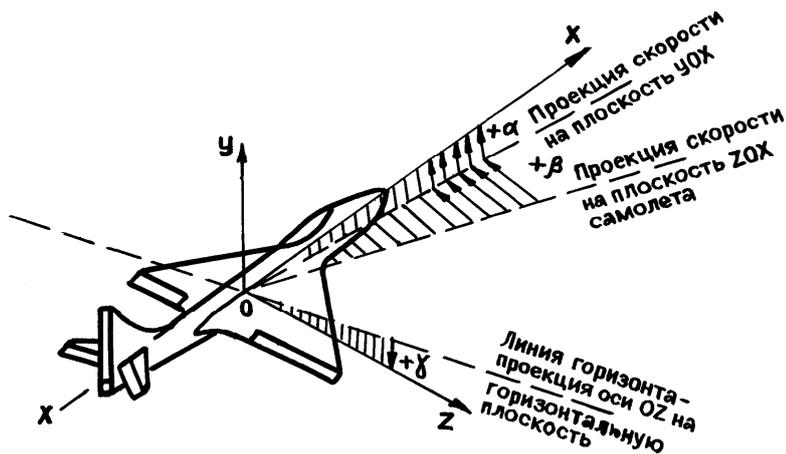


Рис. 3.12. Положение летального аппарата относительно воздушного потока (а) и горизонта Земли (б)

Истинный угол атаки $\alpha_{и}$, например, можно представить в виде детерминированной зависимости от местного угла атаки (в дозвуковом диапазоне скоростей):

$$\alpha_{и} = f(\alpha_{м}; \alpha_{у}; M; \beta; \vartheta_i; n_y; \dots), \tag{3.7}$$

где $\alpha_{у}$ – начальный угол установки; ϑ_i – конструктивный параметр механизации крыла; n_y – нормальная перегрузка. После разложения в ряд Тейлора, ограничиваясь первым приближением, получим:

$$\alpha_{и} = \alpha_{у} + K_{\alpha}\alpha_{м} + K_M \Delta M + K_{\beta}\Delta\beta + \sum_{i=1}^m K_{\vartheta_i} \Delta\vartheta_i + K_{n_y} \Delta n_y, \tag{3.8}$$

где K_{α} , K_M , K_{β} , K_{ϑ_i} , K_{n_y} – коэффициенты, учитывающие искажение потока в месте установки ДАУ, влияние числа М, угла скольжения, конструктивного параметра и вертикальной перегрузки. Как правило, местный угол атаки больше истинного ($K_{\alpha} = 0,4 - 0,8$; рис. 3.13).

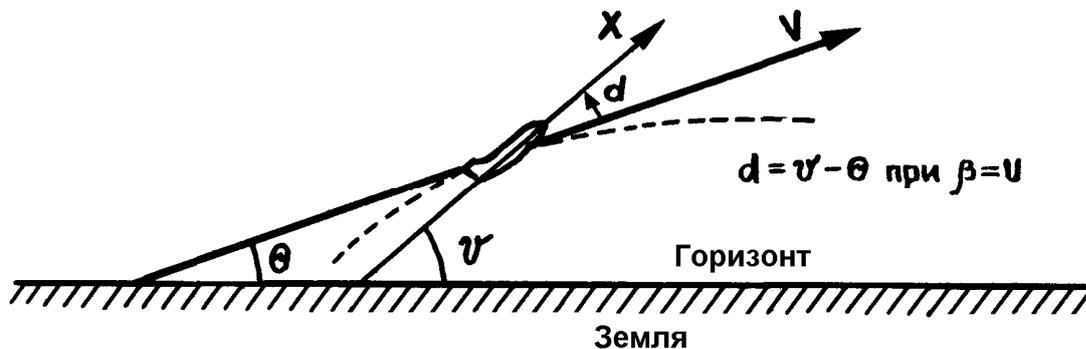


Рис. 3.13. Зависимость истинного угла атаки $\alpha_{и}$ от местного угла атаки $\alpha_{м}$

Все эти коэффициенты определяются в процессе продувок в аэродинамической трубе и подтверждаются в реальных полетах каждого типа ВС в отдельности. Особенно сильная зависимость истинного угла атаки и скольжения от числа M и конструктивного параметра механизации крыла.

Измерители аэродинамических углов можно разделить на три класса:

1) зондовые датчики различных принципов действия и конструкций, определяющие местное (локальное) направление набегающего воздушного потока в точке размещения зонда с последующим пересчетом значений местного угла в истинный;

2) аналитические вычислители, определяющие истинные значения аэродинамических углов путем решения уравнения движения ВС относительно этих углов. Имеется в виду, что в алгоритмах вычислителя содержатся переменные величины скорости, ускорения, массы, числа M , измеренные бортовыми датчиками и системами;

3) комплексные измерители, объединяющие различные типы зондовых и аналитических измерителей.

Наибольшее применение нашли зондовые датчики местного угла атаки, при помощи которых решаются следующие задачи:

– создание новых и модернизация известных конструкций измерителей с целью повышения их статической и динамической точности (в частности, при малых скоростях полета) и обеспечение непрерывного контроля исправности;

– проведение теоретических исследований и моделирование совместного движения датчика ВС при различных возмущениях и режимах движения последнего с целью оценки динамических и статических погрешностей, реально возникающих в полете;

– изготовление новых конструкций с целью расширения диапазона измеряемых углов (например, угла атаки $\alpha \geq 90^\circ$), комбинированных датчиков аэродинамических параметров (например, совмещающих измерение угла атаки с измерениями статического и полного давления);

– разработка измерителей на основе новых физических принципов с целью повышения точности и надежности измерений и создание конструкций, которые не содержат выступающих за контуры ВС элементов.

Комбинированные конструкции измерителей позволяют посредством одного зонда определять несколько воздушно-скоростных параметров, что уменьшает общее число выступающих за обшивку зондов и одновременно расширяет диапазон режимов полета, при которых сохраняется точность измерения этих параметров.

Современные датчики аэродинамических углов имеют инструментальную статическую погрешность не больше двух-трех десятков угловых минут. Однако на борту ВС при возмущенном полете их динамическая погрешность может достигать нескольких градусов.

Флюгерный датчик аэродинамических углов (ДАУ) предназначен для измерения местных аэродинамических углов – угла атаки и угла скольжения. Характерной его особенностью является то, что в качестве первичного преобразователя (чувствительного элемента) используется зонд в виде флюгарки (рис. 3.14), которая чаще всего представляет собой симметричный клин с малым углом.

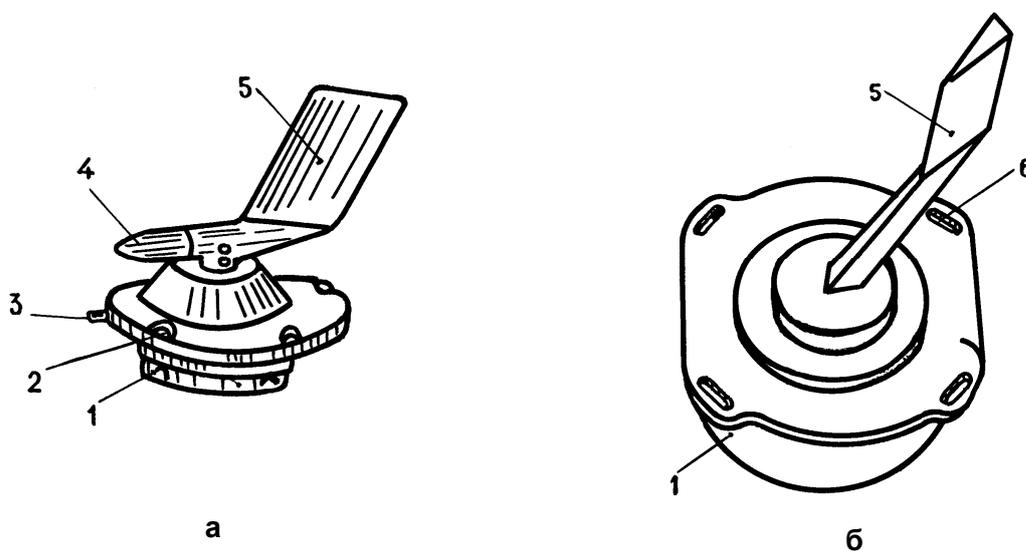


Рис. 3.14. Внешний вид датчиков аэродинамических углов флюгерных:
а – ДАУ-12; б – ДАУ-85; 1 – корпус; 2 – отверстия крепежные; 3 – фиксатор; 4 – противовес;
5 – флюгарка; 6 – паз крепежный

ДАУ устанавливается на фюзеляже или на крыле, на их цилиндрической ровной поверхности, там, где искажение потока минимальное. Кроме того, флюгарка должна выступать за пределы пограничного слоя в том месте, где установлен датчик (рис. 3.15).

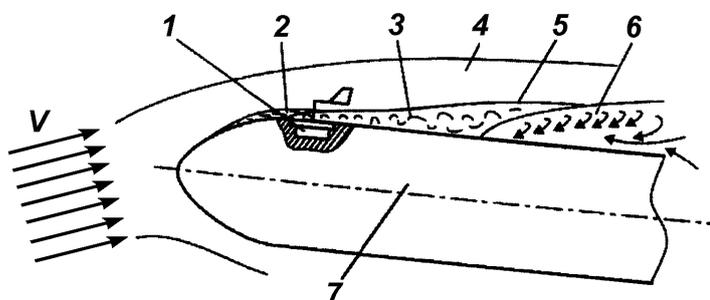


Рис. 3.15. Схема размещения ДАУ на фюзеляже воздушного судна:
1 – датчик; 2 – ламинарный поток; 3 – турбулентный поток; 4 – свободный поток; 5 – пограничный слой; 6 – срыв потока; 7 – фюзеляж

Для измерения угла атаки ДАУ располагается на фюзеляже так, чтобы ось вращения флюгера располагалась в плоскости XOZ , по возможности, ближе к центру масс ВС.

Для измерения угла скольжения ВС такой же ДАУ размещают в плоскости YOX с выполнением всех остальных требований, предъявляемых к установке ДАУ для измерения угла атаки.

Датчик ДАУ работает следующим образом (рис. 3.16).

В отсутствии скоростного напора масса флюгера 13 уравнивается относительно оси его вращения 12 массой противовеса 8 . Флюгер при этом занимает произвольное положение в пространстве. При появлении скоростного напора зонд – симметричный клин – занимает положение по потоку воздуха, поворачиваясь вокруг оси 12 вместе с жестко закрепленными на ней щетками 9 , которые фиксируют угол поворота α по потенциометрам 10 . Для уменьшения колебаний подвижной массы датчика служит жидкостный демпфер 7 , ротор которого соединен с шестерней 11 , жестко закрепленной на оси 12 . Для нормальной работы в условиях обледенения внутри флюгера имеется трубчатый электронагреватель (ТЭН). Элементы схемы $1 - 6$ в режиме измерения не участвуют и служат для образования следящей системы тест-контроля ДАУ без съема его с борта ВС.

В режиме измерения электромагнит *1* обесточен, шестерня *5* выведена из зацепления с шестернями *3* и *11*, ось *12* вращается независимо от элементов схемы *1 – 6*. В режиме тест-контроля подается сигнал на электромагнит *1*, фрикционная муфта *2* притягивает к себе шестерню *5*, вводя ее в зацепление с шестернями *3* и *11*. Элементы схемы *1 – 6* и *10* вместе с задающим потенциометром, расположенным на пульте управления в кабине ВС, образуют потенциометрическую следящую систему, с помощью которой проверяется работоспособность ДАУ и системы – потребителя аэродинамических углов.

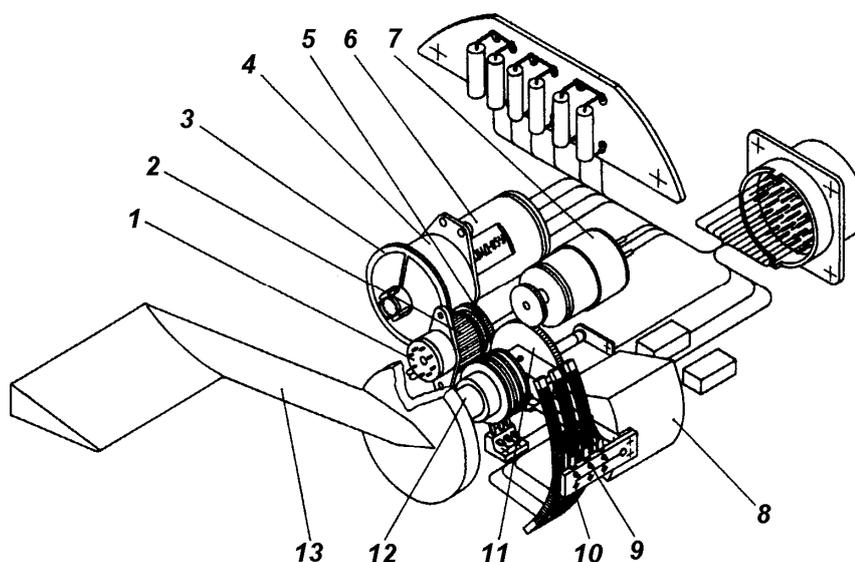


Рис. 3.16. Кинематическая схема ДАУ:

1 – электромагнит; 2 – фрикционная муфта; 3 – шестерня; 4 – шестерня редуктора; 5 – шестерня муфты; 6 – двигатель; 7 – демпфер; 8 – противовес; 9 – щеткодержатель; 10 – потенциометры; 11 – шестерня на оси флюгера; 12 – ось; 13 – флюгарка

Датчик аэродинамических углов флюгерного типа относится к устройствам точной механики. Его погрешность складывается из погрешности затирания подвижной части, из погрешности формы флюгера. Последняя погрешность может быть сведена к минимуму путем выдерживания геометрических размеров флюгера при изготовлении или учетом ее при индивидуальной тарировке датчика в аэродинамической трубе. Погрешность выходного устройства зависит от его типа и, как правило, достигает 0,05-0,1 углового градуса. Доминирующей погрешностью флюгерного ДАУ является погрешность от затирания подвижной части датчика, связанная с наличием трения в опорах оси вращения и в выходном устройстве (рис. 3.17). По принципу действия флюгерный ДАУ

представляет собой установленное в опорах удобообтекаемое симметричное тело (флюгер) 1, которое под действием аэродинамических сил ориентируется по направлению набегающего на него воздушного потока. Угловое положение флюгера относительно продольной оси самолета фиксируется выходным устройством 3 и в виде электрического сигнала передается потребителю. Для уменьшения влияния внешних ускорений флюгер балансируют относительно оси вращения с помощью груза 5. Необходимое демпфирование подвижной системы датчика обеспечивается жидкостным демпфером 2. Статическая погрешность флюгерного ДАУ наиболее вероятно проявляется в установившемся режиме полета ЛА и, в основном, определяется углом застоя (затирания) $\Delta\alpha_3$. Эту погрешность определяют из уравнения баланса моментов

$$M_{дв} = M_{тр}, \tag{3.9}$$

где $M_{дв}$ – движущий момент; $M_{тр}$ – момент трения.

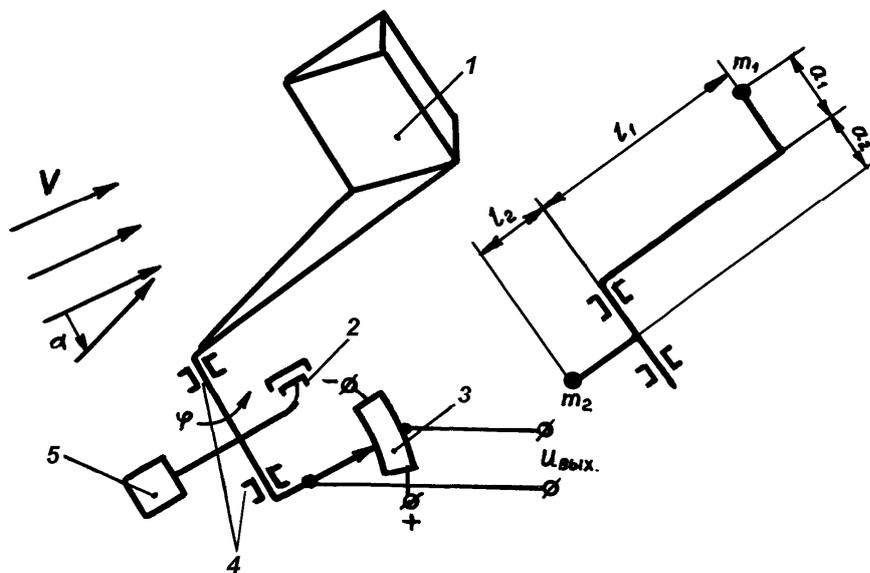


Рис. 3.17. Кинематическая модель ДАУ:

1 – флюгер; 2 – демпфер; 3 – потенциометр; 4 – подшипники; 5 – противовес; m_1 – масса флюгера; m_2 – масса противовеса; a_1, a_2, l_1, l_2 – геометрические размеры

Движущий момент ДАУ определяется через параметры его конструкции и режим полета следующим образом:

$$M_{дв} = C_y S l_1 q (\alpha - \varphi), \tag{3.10}$$

где C_y – коэффициент подъемной силы флюгера; S – площадь флюгера; l – расстояние от центра давления профиля до оси вращения флюгера; $q = 0,5\rho V^2$ – скоростной напор; $(\alpha - \varphi)$ – отклонение флюгера от направления потока; φ – угол поворота флюгера; α – угол атаки в месте установки ДАУ; ρ – плотность воздуха; V – скорость потока.

При использовании в ДАУ радиальных шарикоподшипников момент трения определяется по формуле

$$M_{\text{тр}} = (M_{\text{вы}} + M_0 + KQ) \text{sign } \dot{\varphi}, \quad (3.11)$$

где $M_{\text{вы}}$ – момент выходного устройства; M_0 – суммарный момент трения ненагруженных шарикоподшипников; K – размерный коэффициент, зависящий от типа подшипников; $Q = C_x qS$ – сила лобового сопротивления флюгера, определяющая величину нагрузки шарикоподшипников; C_x – коэффициент лобового сопротивления профиля флюгера; sign – знак направления скорости $\dot{\varphi}$; S – площадь флюгера.

Считая, что $\alpha - \varphi = \Delta\alpha_3$, из формул (3.10), (3.11) определим величину погрешности застоя:

$$\Delta\alpha_3 = \frac{M_{\text{вы}} + M_0}{C_y S l_1 g} + \frac{K C_x}{C_y l_1}. \quad (3.12)$$

Из этой формулы видно, что погрешность застоя ДАУ зависит от режима полета ЛА, то есть от скоростного напора. Чем меньше скорость полета, тем больше погрешность застоя, а в пределе при $q \rightarrow 0$, $\Delta\alpha_3 \rightarrow \infty$. И, наоборот, с ростом скорости полета ЛА $\Delta\alpha_3$ стремится к нулю.

В силу малости коэффициента K вторая составляющая в формуле (3.12) принимает значение в пределах

$$\frac{K C_x}{C_y l} = 0,02 \dots 0,1 \text{ (град)}. \quad (3.13)$$

Величины суммарного момента трения $M_{\text{вы}} + M_0$ по результатам многолетней эксплуатации и опыта конструирования ДАУ лежат в пределах $(2,5 \dots 4) 10^{-4}$ кг·м. Этого добиваются не только выбором подшипников с минимальным моментом

трения, но и рациональной схемой их установки в конструкции датчика, а также применением выходного устройства с минимальным моментом трения, например, БСКТ. Значение коэффициента C_y флюгера по аналогии с крылом самолета зависит от его профиля, характеризующегося удлинением (λ_ϕ), сужением (η_ϕ) и углом стреловидности (χ), а также от числа M :

$$C_y = f(\lambda_\phi, \eta_\phi, \chi, M). \quad (3.14)$$

Значения угла застоя для различных скоростей полета приведены на рис. 3.18 [13].

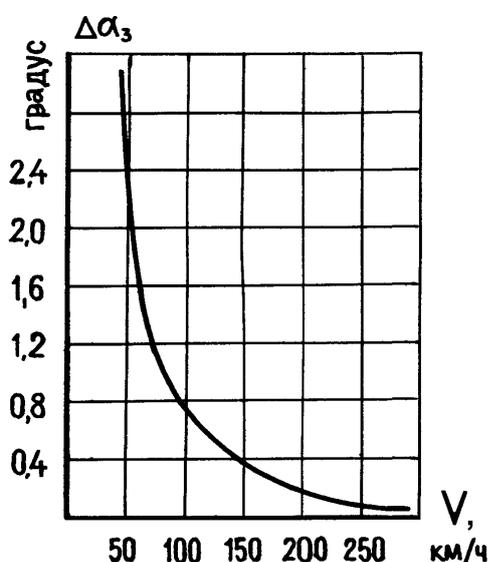


Рис. 3.18. Зависимость угла застоя $\Delta\alpha_3$ от скорости полета V

3.6. Измерители ускорений и указатели перегрузок

Акселерометры являются датчиками линейных ускорений и предназначены для измерения ускорения ВС и преобразования его в электрический сигнал. Сигналы, пропорциональные ускорению, используются для стабилизации и автоматического управления самолетом на траектории. Чувствительным элементом акселерометра служит инерционная масса, воспринимающая ускорение движения ВС.

Принципиальная схема акселерометра приведена на рис. 3.19. Вдоль оси измерения x (ось чувствительности) прибора акселерометр воспринимает ускорение движущего объекта. Инерционная масса I может перемещаться

относительно корпуса прибора 2 по направляющей 3 вдоль оси x . Свобода движения инерционной массы относительно корпуса прибора ограничена пружинами 5. Корпус прибора установлен жестко на борту ВС.

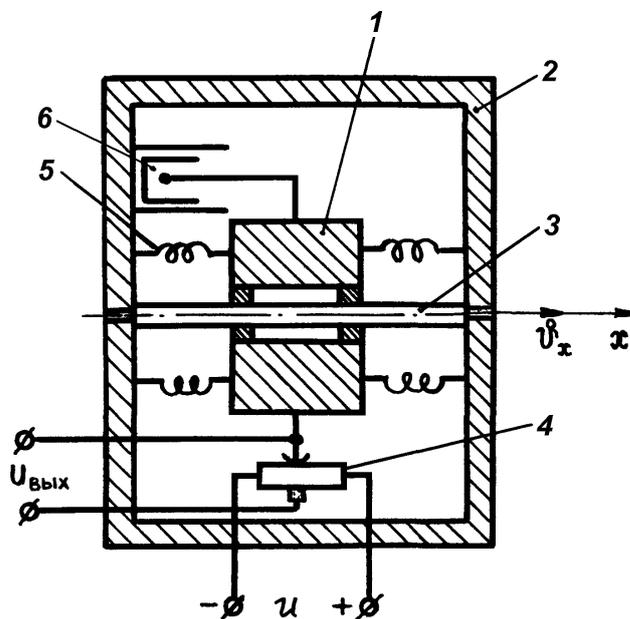


Рис. 3.19. Принципиальная схема акселерометра:

1 – инерционная масса; 2 – корпус прибора; 3 – направляющая; 4 – датчик сигнала; 5 – пружина; 6 – демпфер

При отсутствии ускорения \dot{V}_x натяжение пружин одинаково и инерционная масса располагается в среднем положении. Во время движения объекта с ускорением \dot{V}_x под действием инерционной силы масса I перемещается относительно корпуса прибора на величину Δx , пропорционально ускорению.

Перемещение Δx инерционной массы акселерометра относительно корпуса прибора с помощью датчика сигнала 4 преобразуется в электрический сигнал. Для успокоения колебаний инерционной массы относительно корпуса прибора служит демпфер 6.

Погрешности акселерометра

Акселерометрам присущи методические и инструментальные погрешности.

Методические погрешности акселерометров можно разделить на две группы: 1) погрешности, возникающие из-за того, что акселерометры измеряют

только ускорения от активных сил, тогда как на ускорения, вызванные гравитационными силами, эти приборы не реагируют; 2) погрешности, возникающие из-за несовпадения оси чувствительности с направлением действия измеряемого ускорения.

Для оценки величин методических погрешностей первой группы предположим, что на летательном аппарате выбрана инерциальная система координат $OXYZ$, начало которой совпадает с центром масс. Совместим с осями этой системы оси чувствительности трех акселерометров (инерциальная система координат на ВС может быть построена при помощи стабилизированной гиropлатформы). На летательный аппарат действует сила веса G и сила Q , равная сумме сил тяги, аэродинамического лобового сопротивления, подъемной силы и др.

Спроектировав эти силы на оси инерциальной системы координат, можно написать уравнение движения летательного аппарата:

$$\left. \begin{aligned} M_{\ddot{x}} &= Q_x - G_x \\ M_{\ddot{y}} &= Q_y - G_y \\ M_{\ddot{z}} &= Q_z - G_z \end{aligned} \right\} \quad (3.15)$$

где M – масса ВС и x, y, z – координаты центра масс.

Эти уравнения можно записать в виде

$$a_x = \ddot{x} + g_x, a_y = \ddot{y} + g_y, a_z = \ddot{z} + g_z, \quad (3.16)$$

где $a_x = \frac{Q_x}{M}, a_y = \frac{Q_y}{M}, a_z = \frac{Q_z}{M}$,

g_x, g_y, g_z – составляющие гравитационных ускорений.

Акселерометры измеряют ускорения a_x, a_y, a_z , вызываемые активными силами Q_x, Q_y, Q_z . Однако ускорения ВС $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$, по которым можно определить скорости и координаты, выражаются уравнениями

$$\ddot{x} = a_x - g_x, \ddot{y} = a_y - g_y, \ddot{z} = a_z - g_z. \quad (3.17)$$

Для вычисления скоростей и координат местоположения ВС по измеренным ускорениям необходимо от показаний акселерометра отнять составляющие гравитационных ускорений. Следовательно, на величины g_x, g_y, g_z можно смотреть как

на методические погрешности акселерометров. По известному местоположению ВС можно определить ускорения g_x , g_y , g_z и внести соответствующие поправки в показания акселерометров. В инерциальных системах навигации и управления учет методических погрешностей акселерометров именно так и выполняется.

При несовпадении оси чувствительности акселерометра с направлением измеряемого ускорения возникают методические погрешности. Так, например, при несовпадении оси чувствительности и направления ускорения в 1° погрешность в измерении величины ускорения составляет 0,02 %. Эта погрешность сама по себе мала и не представляет большого интереса. Большее значение имеет угол между указанными направлениями, поскольку он определяет несовпадение приборной и истинной осей системы координат. Кроме того, в инерциальных системах навигации несовпадение осей чувствительности с направлением измеряемых ускорений приводит к появлению перекрестных связей между акселерометрами, в результате чего акселерометр измеряет не только «свое», но и «чужие» ускорения. Это также вызывает погрешности в измерении ускорений.

Инструментальные погрешности акселерометров определяются:

- 1) порогом чувствительности (обусловленным трением в подвесах) – минимальным сигналом на входе, при котором появляется сигнал на выходе;
- 2) нарушением линейной зависимости между входным и выходным сигналами;
- 3) гистерезисом в характеристиках упругих и других элементов;
- 4) температурной зависимостью параметров и характеристик акселерометра.

Для уменьшения инструментальных погрешностей применяются меры по уменьшению трения в подвесах, по термостатированию элементов и по улучшению характеристик чувствительности акселерометра. В лучших конструкциях акселерометров для инерциальных систем инструментальные погрешности доведены до 0,002 %.

Указатели перегрузки

Акселерометры применяются в качестве визуальных приборов для определения перегрузки, действующей на самолет в определенном направлении.

Перегрузкой называется отношение поверхностной силы F , действующей в направлении какой-либо оси самолета, к силе веса G , то есть

$$n = \frac{F}{G}. \quad (3.18)$$

К поверхностным силам относятся подъемная сила, сила сопротивления и сила тяги. Различают перегрузку

- нормальную (поперечную)

$$n_y = \frac{Y}{G}, \quad (3.19)$$

где Y – подъёмная сила, G – сила веса;

- продольную

$$n_x = \frac{P - X}{G}, \quad (3.20)$$

где P и X – соответственно сила тяги и лобового сопротивления,

- боковую

$$n_z = \frac{Z}{G}, \quad (3.21)$$

где Z – боковая сила

Перегрузка – величина безразмерная. Иногда говорят, что перегрузка равна, например, $5g$. Это означает, что в данном направлении на самолет и находящиеся в нем члены экипажа действует сила, в пять раз превышающая силу веса. Исходя из определения понятия перегрузки (3.18), следует говорить о перегрузке, равной 5, а не $5g$.

В дальнейшем будем говорить только о нормальной перегрузке. При горизонтальном полете сила веса уравновешивается подъемной силой, то есть $G = Y$, и перегрузка, в соответствии с формулой (3.19), равна $n_y = 1$. При переходе в пикирование подъемная сила уменьшается и может стать равной нулю или

даже отрицательной. Очевидно, перегрузка тоже будет равна нулю или отрицательна. Наоборот, при переводе самолета на кабрирование возникает положительная перегрузка, большая единицы.

Искривление траектории полета в вертикальной плоскости обусловлено изменением подъемной силы. В общем случае подъемная сила может быть представлена в виде

$$Y = Y_0 + \Delta Y, \quad (3.22)$$

где Y_0 – подъемная сила, соответствующая горизонтальному полету; ΔY – изменение подъемной силы.

Величина ΔY может быть выражена через радиус кривизны r траектории в вертикальной плоскости и через угловую скорость ω_z , то есть

$$\Delta Y = \pm r^2 \omega_z m, \quad (3.23)$$

где «+» соответствует выпуклости вниз (кабрирование) и «–» соответствует выпуклости вверх (пикирование).

С учетом выражений (3.22), (3.23) формула (3.19) будет

$$n_y = 1 \pm \frac{r^2 \omega_z}{g}. \quad (7.24)$$

Из этого выражения следует, что перегрузка может быть как положительной, так и отрицательной. При входе в пикирование прибор показывает отрицательную перегрузку и при кабрировании – положительную.

Для измерения перегрузки на самолете применяются акселерометры. Рассмотрим один из таких приборов.

На рис. 3.20 дана электрическая схема акселерометра с потенциометрическим датчиком. Показанные на схеме потенциометры R_1 и R_2 размещены в датчике, а остальные элементы схемы – в указателе.

Потенциометр R_2 датчика вместе с потенциометром R_3 указателя образуют мостовую схему. Сигнал с измерительной диагонали моста усиливается в полупроводниковом усилителе, собранном на триоде, а затем поступает на управляющую обмотку двигателя D (типа ДИД-0,5). Двигатель через редуктор перемещает щетку потенциометра R_3 (до согласованного положения) и стрелку прибора.

Сигнал с потенциометра R_1 датчика подается в систему управления.

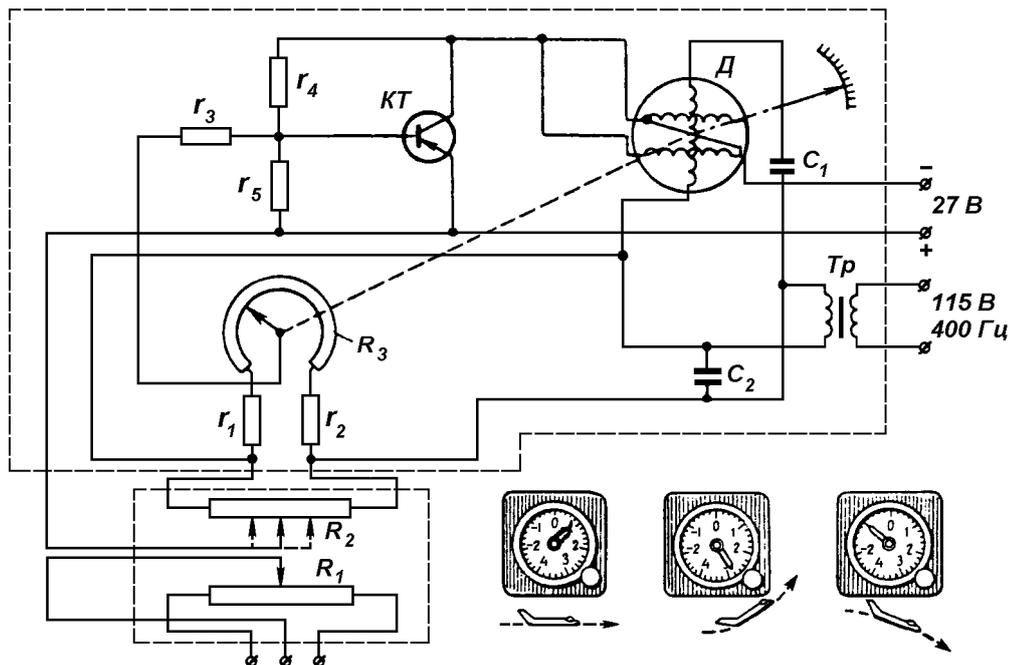


Рис. 3.20. Принципиальная электрическая схема акселерометра типа АДП-4

Контрольные вопросы

1. Какие высотно-скоростные параметры ограничиваются при выполнении полета?
2. Приведите допуски, по которым выделяется буферная зона на области зависимости эксплуатационных скоростей ВС от высоты полета.
3. Оцените роль СПКР и решаемые ею задачи на различных этапах выполнения полета.
4. Дайте определение аэродинамических углов при полете ВС.
5. Поясните связь между истинными и местными аэродинамическими углами, приведите аналитические зависимости между ними.
6. В каких приборах и системах на борту ВС используются аэродинамические углы?
7. Приведите кинематическую схему и поясните принцип действия флюгерного ДАУ.
8. Приведите график статической погрешности измерения угла атаки от скорости полета ВС.

9. Какой физический закон положен в основу работы акселерометра? Приведите уравнение работы акселерометра.

10. Дайте объяснение выражению нормальной перегрузки, возникающей при маневрировании ВС относительно боковой оси связанной системы координат.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Измерители аэродинамических параметров летательных аппаратов: учеб. пособие для вузов/ Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин, И.П. Ефимов. – Ульяновск: УлГТУ, 2005. – 509 с.

2. Авиационные приборы и измерительные системы / Под ред. В.Г. Воробьева. – 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. Нормы лётной годности гражданских вертолетов. – М.: ЦАГИ, 1987. – 320 с.

6. Михайлов, О.И. Авиационные приборы / О.И. Михайлов, И.М. Козлов, Ф.С. Гергель. – М.: Машиностроение, 1977. – 415 с.

7. Авиационные приборы: учеб. пособие курсантов ВАГУ/ Под общ. ред. С.С. Дорофеева. – М.: Воениздат, 1992.

8. Богданченко, Н.М. Курсовые системы и их эксплуатация на самолётах / Н.М. Богданченко. – М.: Транспорт, 1983. – 223 с.

9. Богданченко, Н.М. Курсовые системы и навигационные вычислители самолётов / Н.М. Богданченко. – М.: Транспорт, 1978. – 271 с.

10. Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации / Под общ. ред. П.А. Иванова. – М.: Машиностроение, 1989. – 340 с.

11. Боднер, В.А. Измерительные приборы. В 2 т. / В.А. Боднер, А.В. Алферов. – М.: Издательство стандартов, 1986.

12. Боднер, В.А. Приборы первичной информации / В.А. Боднер. – М.: Машиностроение, 1981. – 344 с.
13. Ключев, Г.И. Авиационные приборы и системы / Г.И. Ключев, Н.Н. Макаров, В.М. Солдаткин. – Ульяновск: УлГТУ, 2000. – 443 с.
14. Котик, М.Г. Летные испытания самолетов / М.Г. Котик, А.В. Павлов, И.М. Пашковский, Н.Г. Щитаев. – М.: Машиностроение, 1968. – 423 с.
15. Летные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования / Е.Г. Харин, П.М. Цветков, В.К. Волков и др. – М.: Машиностроение, 1968. – 136 с.
16. Селезнев, В.П. Навигационные устройства / В.П. Селезнев. – М.: Машиностроение, 1974. – 223 с.
17. Тищенко, Н.М. Введение в проектирование сложных систем автоматики / Н.М. Тищенко. – М.: Энергия, 1976. – 305 с.
18. Иванов, Ю.П. Комплексование информационно-измерительных устройств летательных аппаратов / Ю.П. Иванов, А.Н. Синяков, И.В. Филатов. – Л.: Машиностроение, 1984. – 207 с.
19. Руководство по проектированию систем автоматического управления / Под ред. проф. В.А. Бесекерского. – М.: Высшая школа, 1983. – 296 с.
20. Бесекерский, В.А. Теория систем автоматического регулирования / В.А. Бесекерский, Е.П. Попов. – М.: Наука, 1972. – 767 с.
21. Диалоговая система проектирования автоматических систем. – М.: МАИ, 1982. – 364 с.
22. Буловский, П.И. Надёжность приборов систем управления / П.И. Буловский, М.Г. Зайденбург. – Л.: Машиностроение, 1975. – 326 с.

АНТОНЕЦ
ЕВГЕНИЙ ВАСИЛЬЕВИЧ

СМИРНОВ
ВИТАЛИЙ ИВАНОВИЧ

ФЕДОСЕЕВА
ГАЛИНА АЛЕКСАНДРОВНА

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ
И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ

В 2 частях

Часть 2

Редактирование Е.С. Дергилева

Компьютерная верстка Н.П. Яргункина

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

Печать офсетная. Усл. печ. л. 5,19. Уч.-изд. л. 4,54.

Тираж Заказ

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