

*Хочет
1954г.*

Т. И. ВИЛЯЕВСКАЯ

АВИАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ И АВТОПИЛОТЫ

(краткий курс)

*Допущено
Министерством оборонной промышленности СССР
в качестве учебного пособия
для техникумов*

ГОСУДАРСТВЕННОЕ
ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
Москва 1954

Книга представляет собой учебное пособие, предназначенное для учащихся приборостроительных техникумов, и составлена в соответствии с программой курса «Приборы точной механики».

В книге изложены основные принципы действия авиационных приборов и автопилотов, кратко описаны элементы конструкции и разобраны вопросы о погрешностях приборов и о способах их устранения.

Книга дает представление о приборах, контролирующих работу авиационного двигателя, а также о пилотажно-навигационных приборах и автоматах.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Современные самолеты оснащены приборами и автоматами, обеспечивающими непрерывный контроль режима полета и решающими сложные задачи автоматического управления и автоматической ориентировки. Значение приборов на самолете с каждым годом повышается. В настоящее время приборы стали одним из важнейших факторов, определяющих общий технический уровень авиации.

Развитие авиационной техники, в свою очередь, повлекло за собой усовершенствование существующих конструкций авиационных приборов, создание новых конструкций и также использование

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть
21	13 снизу	т. е. углу	т. е. угла
55	8 сверху	$R_{\text{равн}}=R_1$.	$R_{T \text{ равн}}=R_1$.
71	1 "	с ним указателя	с ним, указателя
85	16 "	m_1 ;	m ;
86	в формуле (IV.11)	$\left[\frac{L_2}{2} + \right.$	$\left[\frac{L_2^2}{2} + \right.$

Т. И. Виляевская. Заказ 1059/1402

содержит материалы по разделу курса: «Авиационные приборы и автопилоты».

Цель книги — дать представление о приборах, контролирующих работу авиационного двигателя, о пилотажно-навигационных приборах и автоматах. В книге дано описание принципа действия отдельных приборов, в самых общих чертах приведены элементы

конструкции приборов и значительное место уделено погрешностям авиационных приборов. Вопрос о погрешностях рассмотрен более подробно, так как техник-приборостроитель должен иметь отчетливое представление о причинах появления отдельных погрешностей, о способах их полного или частичного устранения, а следовательно, и о возможной при выбранном методе измерения точности работы прибора.

В книге не приведено описание приборов, которые могут быть использованы и даже используются в авиации, но не являются типовыми приборами современного отечественного самолета. К таким приборам следует отнести: тахометры постоянного тока, тахометры с выпрямителями и т. д. Не рассматривается автоматика авиационного двигателя. Элементы расчета приборов, вопросы монтажа, демонтажа и эксплуатации приборов не включены в книгу. В тех случаях, когда у читателя появится необходимость более детального изучения того или иного прибора (например, при проектировании), необходимо обратиться к книге Д. А. Браславского, С. С. Логунова и Д. С. Пельпора «Расчет и конструкция авиационных приборов» (Оборонгиз, 1954 г.) или к одной из книг, приведенных в списке литературы в конце книги.

В работе над книгой большую помощь автору оказал Г. О. Фридендер, которому приношу искреннюю благодарность. Выражаю также признательность редактору книги Е. Л. Веллер за ряд ценных замечаний, сделанных при чтении рукописи.

Автор.

ВВЕДЕНИЕ

Важнейшими агрегатами самолета являются:

1. П л а н е р — основная конструктивная часть самолета, в которой размещается его экипаж, силовая установка, оборудование и все агрегаты и устройства, входящие в конструкцию самолета.

2. С и л о в а я у с т а н о в к а, включающая двигатели с системами питания, охлаждения, смазки, а также винты (для поршневых и турбовинтовых двигателей).

3. О б о р у д о в а н и е, состоящее из приборов, механизмов, агрегатов и устройств, обеспечивающих возможность управления самолетом и наилучшего выполнения задания. В понятии оборудования самолета объединены технические средства, позволяющие:

а) осуществить контроль за управлением самолета, режимами полета и работой силовой установки, а также механизацию и автоматизацию этих процессов;

б) обеспечить более полное использование летно-технических свойств самолета при выполнении задания и повысить безопасность полета;

в) создать наиболее благоприятные условия для работы экипажа и для пассажиров.

Условия полета на современных самолетах, особенно на скоростных, были бы настолько сложны, требовали бы от членов экипажа такой остроты органов чувств, такого напряжения памяти и мышления, такой выносливости, что в лучшем случае приводили бы к чрезмерному утомлению, а в худшем случае были бы вообще невозможны для человеческого организма, если бы на помощь не привлекались технические средства.

В сложной обстановке современного полета, даже при отсутствии видимости земли, экипаж самолета быстро решает с помощью приборов сложные задачи по определению местонахождения самолета, ориентирует самолет относительно земли и т. д.

С помощью самолетного оборудования решение многих задач, стоящих перед экипажем самолета, упрощается. Например, внутрипереговорные самолетные устройства и средства внешней радиосвязи позволяют вести нормальный разговор как между членами экипажа, так и с людьми, находящимися на других самолетах и на земле, несмотря на шум, создаваемый силовыми установками.

Широко применяемые на современных самолетах системы контрольно-измерительных приборов и приводов позволяют летчику принимать необходимые для данных условий полета решения и осуществлять их без затраты больших усилий с помощью различных приводов. В ряде случаев последняя задача значительно упрощается применением соответствующих автоматов.

Таким образом, несмотря на прогрессирующее усложнение летных заданий, работа экипажа все более облегчается с развитием и усовершенствованием самолетного оборудования.

Весьма разнообразные современные авиационные приборы развивались и совершенствовались в течение многих лет, в процессе совершенствования летательных аппаратов и в соответствии с непрерывным расширением и усложнением задач, решаемых в полете. Некоторые приборы появились значительно раньше, чем были созданы первые самолеты. Например, магнитные компасы и методы компасного кораблевождения, разработанные благодаря трудам русских ученых: адмирала И. Ф. Крузенштерна (1770—1846), лейтенанта И. П. Белавенца (1829—1878), академика И. П. Де-Колонга (1839—1902) и академика А. Н. Крылова (1863—1944) нашли широкое применение в авиации. Русские конструкторы летательных аппаратов первыми в мире стали применять самые совершенные в то время методы и инструменты компасного вождения, а также методы и инструменты астрономической ориентировки самолета. Отечественное авиационное приборостроение всегда стояло и стоит на весьма высоком уровне.

Первые навигационные приборы были созданы русскими воздухоплавателями еще в 1804 г., когда академик Я. Д. Захаров совершил полет на воздушном шаре, оборудованном компасом, прибором для определения подъема и спуска, и оптической трубой, т. е. приборами, позволившими нанести маршрут шара на карту.

Замечательный русский конструктор А. Ф. Можайский при создании самолета глубоко продумывал не только конструкцию самолета и двигателя, но и учитывал назначение самолета, т. е. предусматривал наличие на его борту оборудования, необходимого для совершения практических полетов. Опираясь на опыт мореплавания и кораблестроения, А. Ф. Можайский установил на самолете креномеры, высотомер, термометры, указатель скорости и компас. А. Ф. Можайскому принадлежит приоритет в создании комплекса самолетного оборудования.

В 90-х годах прошлого столетия и в начале нашего столетия русские ученые создали ряд приборов для навигации и пилотирования. М. М. Поморцев в 1896 г. создал прибор для определения направления и угловой скорости облаков, а в 1897 г. — прибор для определения скорости и направления движения воздушного шара, явившийся прообразом современных визиров, появившихся за границей значительно позднее.

В 1898 г. знаменитый русский ученый К. Э. Циолковский впервые в мире предложил идею и схему автопилота.

Основоположником радиотехники, изобретателем первого радиопередатчика и радиоприемника, осуществившим впервые в мире радиопередачу и радиоприем (1895 г.) и открывшим принцип радиолокации, является известный русский ученый А. С. Попов.

Первый в мире тяжелый самолет «Русский витязь», построенный в 1913 г., был снабжен тахометром, часами, высотомером и компасом.

Построенный в 1914 г. четырехмоторный самолет «Илья Муромец» был оборудован компасами, высотомерами, указателями скорости, часами, тахометрами. На этом самолете впервые были успешно применены методы компасной навигации. Примерно в то же время А. Н. Журавченко создал ветрочет, В. А. Слесарев — указатель скорости (на несколько лет опередивший американский указатель скорости «Пионер»), В. П. Ветчинкин — акселерометр и т. д. В отличие от иностранных конструкторов создатели русских самолетов всегда уделяли большое внимание удобствам работы экипажа и обеспечению его оборудованием, необходимым для полетов. Русские конструкторы разработали ряд интереснейших приборов и устройств, но изготовление этих приборов в нужном виде и в достаточном количестве не представлялось возможным, так как развитие авиации, а следовательно, и авиационного приборостроения, не встречало должной поддержки со стороны правящих кругов.

Отечественная авиационная промышленность и авиационное приборостроение начали интенсивно развиваться только после Великой Октябрьской революции. Несмотря на тяжелые условия, в которых находилась наша страна, советское правительство буквально с первых дней стало создавать авиационную промышленность и авиационное приборостроение. Уже в 1919 г. отечественный завод «Авиаприбор» выпускал приборы для воздушного флота, а с 1922 г. этот завод перешел на серийное производство.

В 1923 г. на этом заводе изготавливались: манометры масла и бензина, аэротермометры, тахометры, высотомеры, уклонометры и указатели скорости. Завод объединил многих конструкторов и исследователей-приборостроителей, имена которых в настоящее время пользуются широкой известностью (С. А. Ноздровский, С. С. Тихменев, Г. О. Фридендер и др.).

В результате непрерывной тесной связи и совместной работы замечательных советских ученых, штурманов и конструкторов создавались и создаются приборы и автоматы, успешно используемые на самолетах.

Коллективом советских приборостроителей — Д. А. Браславским, М. М. Качкачьном и М. Г. Элькиндым — разработан ряд приборов, в том числе первый в мире гироманитный компас.

Исключительного успеха в области теории авторегулирования и теории гироскопических приборов достигли А. А. Андронов, Б. В. Булгаков, С. Э. Хайкин, а также молодые советские ученые В. В. Солодовников, Я. З. Цыпкин и др. Используя теоретические работы ученых, советские конструкторы создали и создают прекрасные образцы приборов и автоматов, с успехом используемых в авиации, облегчающих труд экипажа и обеспечивающих безопасность полета.

Особенно широко применяются автоматы для самолетовождения (автопилоты), автоматы, управляющие авиационными силовыми установками, счетно-решающие устройства для автоматической прокладки пути самолета (автоштурманы).

Такое интенсивное развитие отечественного авиационного приборостроения стало возможным только на основе успехов советских ученых и конструкторов в области теории регулирования, теории и конструирования различного рода автоматических устройств, электроизмерительных, гироскопических и других приборов.

Большое значение имели также работы в области метрологии и исследования погрешностей измерительных приборов.

Дальнейшее повышение технического уровня отечественной авиации ставит перед советскими приборостроителями ряд задач, связанных с созданием новых типов приборов и автоматов, а также внедрением в производство новейших достижений науки и техники.

Глава I

НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИМЕНЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

В зависимости от назначения приборное оборудование самолета делат на следующие группы:

1. Приборы, контролирующие работу авиационных двигателей.
2. Пилотажно-навигационные приборы.
3. Автоматические устройства, управляющие работой авиационных двигателей, а также пилотажные автоматы (автопилоты).

§ 1. СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ СОВРЕМЕННЫХ САМОЛЕТОВ И ПРИБОРЫ, КОНТРОЛИРУЮЩИЕ ИХ РАБОТУ

На современных самолетах устанавливаются поршневые двигатели (ПД), турбореактивные двигатели (ТРД), воздушно-реактивные двигатели (ВРД), а также турбовинтовые двигатели (ТВД).

В настоящее время еще довольно широко применяются поршневые двигатели с воздушным или жидкостным охлаждением. Реактивные двигатели находят применение на скоростных самолетах. Турбовинтовые двигатели, появившиеся сравнительно недавно, начинают применяться все больше и больше. Наличие винта у таких двигателей ограничивает пределы их применения; такие двигатели непригодны для скоростных самолетов.

Количество и типы приборов, контролирующих силовую установку, зависят от особенностей и типа силовой установки. Однако, как увидим ниже, номенклатура их меняется незначительно.

Поршневые двигатели легкого топлива

Работа такого двигателя основана на преобразовании тепловой энергии горючей смеси, сгорающей в цилиндрах двигателя, в механическую работу, т. е. во вращение лопастей воздушного винта, создающего тягу.

Для точного задания и поддержания режима двигателя необходимо:

1. Знать запас топлива на самолете — контроль его осуществляется топливомером.
2. Подавать воздух и топливо к двигателю в определенной пропорции и под определенным давлением. Контроль производится

манометром бензина и мановакуумметром (при принудительном питании двигателя воздухом, т. е. при наддуве, применяемом для сохранения определенного соотношения между кислородом и бензином в горючей смеси).

3. Обеспечивать бесперебойную подачу смазки к трущимся частям двигателя. При этом нужно контролировать не только давление, под которым подается масло, но и температуру его. При низкой температуре (ниже $10\div 15^\circ\text{C}$) вязкость масла сильно возрастает, скорость движения его по трубопроводам уменьшается и его подача через каналы малого сечения (например, к подшипникам двигателя) затрудняется. При высоких температурах вязкость масла уменьшается, оно приобретает текучесть, плохо удерживается в зазорах между трущимися частями. При чрезмерно высокой температуре масло горит и продукты его сгорания загрязняют трущиеся поверхности. Контроль маслосистемы осуществляется манометрами и термометрами масла.

4. Поддерживать температуру цилиндров и поршней в допустимых пределах.

При сгорании горючей смеси цилиндры двигателя сильно нагреваются; во избежание перегрева применяют охлаждение. В зависимости от способа отвода тепла авиационные двигатели принято делить на двигатели с воздушным и жидкостным охлаждением. У двигателей воздушного охлаждения контроль температуры осуществляется термометром головок цилиндров, а у двигателей жидкостного охлаждения используются термометры охлаждающей жидкости.

Для двигателя опасен не только перегрев, но и излишнее охлаждение цилиндров, так как при этом уменьшается скорость сгорания горючей смеси. Двигатель может потерять приемистость, т. е. способность быстро переходить с одного режима работы на другой. Потеря приемистости особенно опасна при посадке, когда в некоторых случаях необходимо быстро увеличить число оборотов винта, чтобы не потерять скорости.

Для сохранения необходимой приемистости бензин в карбюраторе должен испаряться достаточно быстро. Скорость испарения зависит от температуры карбюратора, которая контролируется термометром карбюратора.

5. Знать число оборотов вала двигателя. Эта величина измеряется тахометром.

Большое значение в эксплуатации имеет прибор, контролирующий состав горючей смеси. Однако попытки создания приборов такого типа не дали желаемого результата.

Газоанализаторы, применяемые с этой целью, позволяют по составу отходящих газов судить о составе горючей смеси. Большие погрешности, свойственные этим приборам, мешают их широкому применению.

Турбореактивные и турбовинтовые двигатели

Работа реактивных двигателей основана на реактивном действии струи газов, образующихся при сгорании топлива и вытекающих через канал малого сечения, имеющий форму сопла. Для сгорания топлива в реактивных двигателях используется кислород воздуха (воздушные реактивные двигатели) или специальные окислители (жидкостный реактивный двигатель).

Режим работы реактивного двигателя характеризуется: скоростью вращения турбины, температурой газов в реактивном сопле, температурой и давлением топлива и масла, расходом топлива и окислителя, температурой перед турбиной, числом M на входе в компрессор, статическим давлением и т. д. Это те же параметры, которые измеряются при работе поршневых двигателей, но пределы измерения многих из этих величин для реактивного двигателя значительно шире. Так как приборы контроля работы реактивного двигателя проектируются с учетом особенностей эксплуатации и диапазона работы, то не исключена возможность применения приборов, основанных на совершенно иных принципах, не используемых в приборах, контролирующих работу поршневых двигателей.

Приборы, применяемые для контроля работы турбовинтового двигателя (ТВД) аналогичны приборам, применяемым для реактивных двигателей.

Приборы и автоматы силовой установки

Для надежной и экономичной работы самолетной силовой установки, а также для получения максимальной тяги или мощности необходимо обеспечить при всех условиях полета наивыгоднейший режим работы силовой установки и постоянный контроль ее работы с помощью контрольных приборов и автоматов регулирования процессов.

Для облегчения работы экипажа в полете стремятся всемерно использовать автоматические устройства.

Приборы контроля работы силовой установки разделяются на:

1. Приборы, показания которых характеризуют тепловой режим и состояние смазки двигателя: термометры масла, охлаждающей жидкости (или головок цилиндров), термометры рабочих газов (для реактивных двигателей) и манометры масла.

2. Приборы, позволяющие судить о мощности или тяге, развиваемой авиационным двигателем: мановакуумметры, манометры, тахометры, термометры, газоанализаторы.

3. Приборы, показывающие запас и расход топлива и запаса масла: топливомеры, расходомеры, масломеры.

К автоматам регулирования режима работы авиационного двигателя относятся:

1. Автоматический регулятор оборотов.

2. Автоматические регуляторы температуры охлаждающей жидкости и масла, автоматические регуляторы температуры головок цилиндров.

3. Автоматические переключатели скоростей нагнетателя.

4. Автоматические регуляторы наддува и т. д.

§ 2. ПОЛЕТ САМОЛЕТА И ПИЛОТАЖНЫЕ ПРИБОРЫ

Навигационный режим полета

Каждый полет связан с выполнением задания, определяющего навигационный режим полета, т. е. скорость, высоту и направление.

Для сохранения режима полета летчик должен непрерывно поддерживать равновесие самолета в воздухе и контролировать его положение относительно земли.

Эти задачи решаются при помощи приборов. Приборы, контролирующие работу силовой установки, позволяют выбрать и поддерживать необходимый режим работы авиационного двигателя.

Пилотажно-навигационные приборы дают возможность определить положение самолета и скорость его движения. В зависимости от условий погоды летчик устанавливает и сохраняет нужный навигационный режим полета при помощи той или иной группы приборов.

Различные причины, например, порывы ветра, изменение тяги винтов и другие причины могут вывести самолет из положения равновесия или отклонить его от выбранного курса. Поэтому экипаж самолета должен иметь возможность непрерывно контролировать положение самолета в пространстве, а также возвращать его в нужное положение.

Отклонение самолета может происходить относительно осей xx , yy , zz (фиг. 1, а).

Различают две системы координатных осей. Подвижная, неизменно связанная с самолетом система координат $Oxyz$ с началом координат в центре тяжести самолета, называется связанной системой координат, а оси xx , yy , zz называются главными осями устойчивости.

Равновесие самолета относительно оси xx называется поперечным равновесием, а относительно оси zz — продольным равновесием.

Продольная ось Ox , параллельная хорде крыла, направлена вперед и лежит в плоскости симметрии самолета.

Нормальная ось Oy , перпендикулярная оси Ox , лежит в плоскости симметрии самолета. При горизонтальном полете самолета эта ось направлена вверх.

Поперечная ось Oz перпендикулярна плоскости симметрии самолета (положительные значения отсчитываются в сторону правого

крыла). Плоскости координат в связанных осях имеют следующие названия:

Oxy — плоскость симметрии самолета;
 Oxz — плоскость крыльев или главная плоскость;
 Oyz — поперечная плоскость.

Неподвижные оси (фиг. 1, б), связанные с землей (так называемые земные оси), выбираются следующим образом: ось O_1y_1 направлена отвесно снизу вверх. Оси O_1x_1 и O_1z_1 расположены произвольно в горизонтальной плоскости и составляют между собой угол в 90° . Начало координат выбирают произвольно.

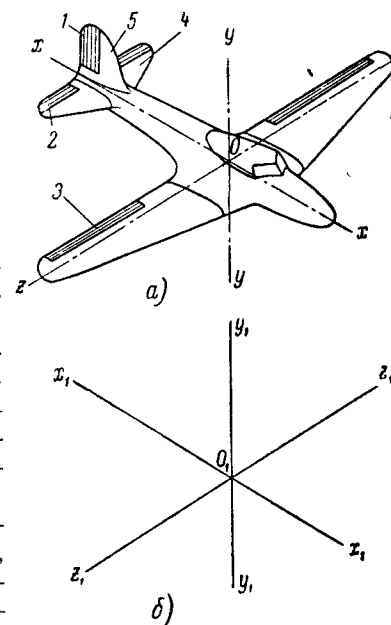
Положение связанных осей относительно земных, а следовательно, и положение самолета относительно Земли определяется углами θ , γ и k (фиг. 2). Угол θ между осью xx и плоскостью горизонта называется углом тангажа. Угол γ поворота самолета относительно его продольной оси называется углом поперечного крена. Угол k между плоскостью симметрии самолета и полуденной линией (линия пересечения плоскости горизонта с плоскостью географического меридиана) называется истинным курсом самолета. Угол k отсчитывается от меридиана.

Если в качестве исходного направления взять не географический, а магнитный меридиан, то курс называют не истинным, а магнитным.

Продольное равновесие самолета зависит от угла тангажа, так как этот угол меняется при изменениях угла атаки самолета α (фиг. 3), вызывающих изменение аэродинамических характеристик самолета.

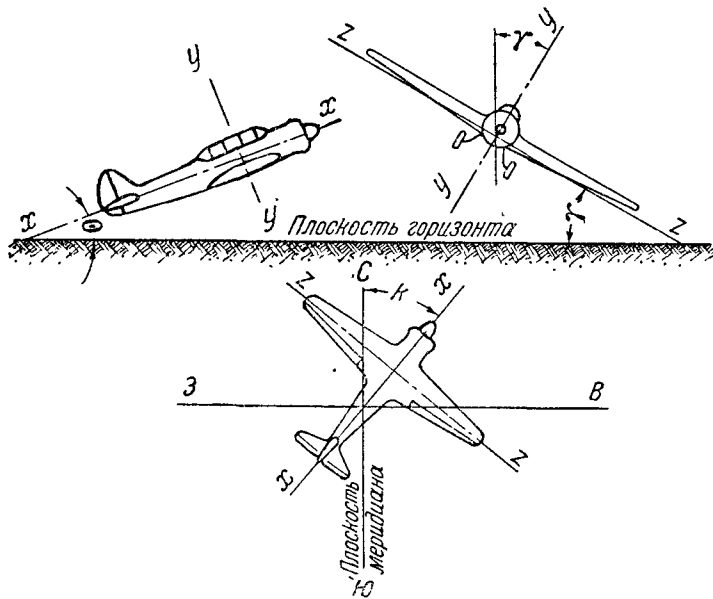
Углом атаки называется угол между направлением проекции вектора скорости на плоскость симметрии самолета и хордой крыла. За хорду крыла принимают или линию, касательную к нижней поверхности профиля крыла (касательная хорда), или линию, которая соединяет носик и хвостик профиля (внутренняя хорда).

Наиболее распространенные в настоящее время профили крыльев и хорды их изображены на фиг. 4.



Фиг. 1. Координатные оси самолета.

a — $Oxyz$ —система, связанная с самолетом;
 b — $O_1x_1y_1z_1$ —система, связанная с Землей.
 1—руль поворота; 2—руль высоты; 3—элероны; 4—стабилизатор; 5—киль.



Фиг. 2. Углы, характеризующие положение самолета относительно Земли.

θ —угол тангажа; γ —угол поперечного крена; k —курс самолета.

Как уже указывалось, угол атаки α влияет на аэродинамические характеристики самолета, т. е. на подъемную силу Y и лобовое сопротивление Q (фиг. 5)



Фиг. 3. Угол атаки самолета α —угол атаки; V —вектор скорости воздуха.

$$Y = \frac{c_y S \rho V^2}{2}, \quad (1.1)$$

$$Q = \frac{c_x S \rho V^2}{2}, \quad (1.2)$$

где S — несущая поверхность крыла в м^2 ;

ρ — плотность воздуха в $\frac{\text{кг сек}^2}{\text{м}^4}$;

V — скорость самолета в м/сек ;

c_y — коэффициент подъемной силы;

c_x — коэффициент лобового сопротивления.

При увеличении угла атаки коэффициент подъемной силы c_y увеличивается и достигает наибольшей величины при некотором значении угла атаки, называемом критическим углом (фиг. 6). Дальнейшее увеличение угла атаки приводит к резкому снижению c_y и подъемной силы. Одним из условий равновесия самолета

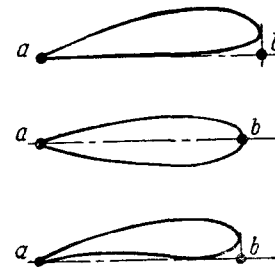
в горизонтальном, прямолинейном и равномерном полете является равенство веса самолета G и его подъемной силы Y

$$G = Y = \frac{c_y S \rho V^2}{2},$$

откуда

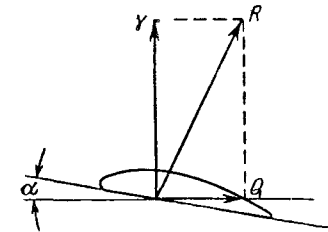
$$V = \sqrt{\frac{2G}{S \rho c_y}}. \quad (1.3)$$

Таким образом, чем больше c_y , тем меньше скорость, необходимая для сохранения горизонтального полета. Следовательно, в зависимости от величины скорости V , самолет будет совершать прямолиней-



Фиг. 4. Типовые профили крыльев.

ab —хорда крыла.



Фиг. 5. Аэродинамические силы, действующие на крыло.

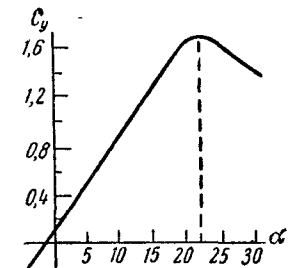
R —полная аэродинамическая сила; Y —подъемная сила; Q —сила лобового сопротивления.

ный горизонтальный полет с различными углами атаки. Угол атаки в значительной мере определяет скорость, необходимую для сохранения горизонтального полета. Совершенно очевидно, что это справедливо и для всякого другого режима полета. Каждому режиму полета соответствует определенное наименьшее значение скорости полета V , при которой самолет еще может сохранять равновесие и выдерживать заданный режим.

Таким образом, зная скорость самолета V необходимо не только для расчета времени полета, но также и для сохранения продольного равновесия самолета, в значительной мере зависящего от угла атаки.

Приборы, контролирующие режим полета

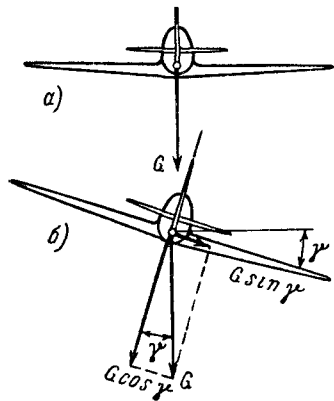
О скорости самолета судят по показаниям указателя скорости. Прибор этот показывает так называемую воздушную



Фиг. 6. Зависимость между углом атаки α и коэффициентом подъемной силы c_y .

скорость, т. е. скорость самолета относительно воздуха. Как будет указано в дальнейшем, этот же прибор косвенным образом дает возможность судить о продольном равновесии самолета и, следовательно, о величине угла атаки. Высоту полета показывает высотомер, а скорость подъема или снижения — вариометр.

Курс самолета контролируется с помощью компасов и указателя поворота. Последний сигнализирует о наличии отклонения самолета от прямолинейного полета, т. е. об изменении курса.



Фиг. 7. Прямолинейный полет.

а—без крена; б—с креном; γ —угол абсолютного поперечного крена.

Поперечное равновесие самолета зависит от угла поперечного крена. При прямолинейном полете поперечный крен вызывает боковое скольжение (фиг. 7).

При криволинейном полете (фиг. 8), например, при развороте, инерционные силы¹ могут вызвать вираж со скольжением. Если при развороте самолета равнодействующая силы тяжести и центробежной силы, направленная по кажущейся вертикали, совпадает с прямой, перпендикулярной к плоскости крыльев (см. фиг. 7, б), то имеет место правильный вираж. Если же кажущаяся вертикаль отклонена от этой прямой, то будет наружное или внутреннее скольжение.

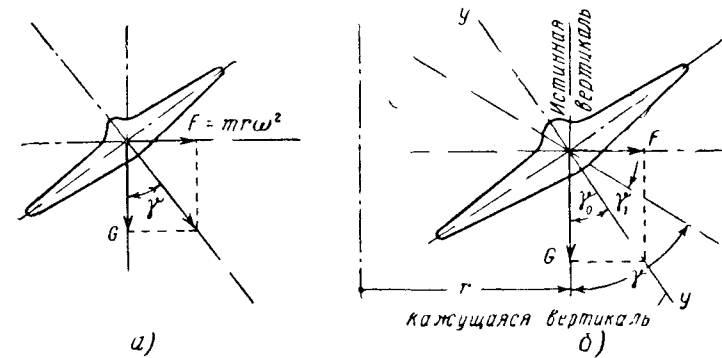
Поперечное равновесие самолета контролируется указателем скольжения.

Направление полета можно определить либо по видимым ориентирам, либо с помощью различных компасов, либо с помощью радиосредств, имеющих на борту самолета. Во время полета экипаж самолета непрерывно пользуется приборами и судит о положении самолета по их показаниям.

Особенно большое значение пилотажные авиационные приборы имеют в полете без видимости внешних ориентиров, когда человеческий организм подвергается действию инерционных усилий, и летчик легко теряет представление о действительном положении самолета в пространстве. В этом случае выявляется несовершенство органов равновесия человека. Если, например, самолет летит без видимости внешних ориентиров со скоростью V и совершает неправильный левый вираж с радиусом r и угловой скоростью поворота ω , то центробежная сила F , прижимающая летчика к правому борту, определится уравнением $F = \frac{mV^2}{r} = mV\omega$, где m — масса летчика.

¹ При развороте самолет движется с центростремительными ускорениями. При этом на самолет будут действовать центробежные силы инерции.

Так как летчик не чувствует поворота и считает, что самолет летит прямолинейно, то он придет к выводу, что самолет накренился вправо, и его необходимо выровнять; при этом он будет его выравнивать не относительно истинной, а относительно кажущейся вертикали (фиг. 8, б). В результате самолет накренился влево и перейдет в правильный вираж (фиг. 9). Мощности, необходимой для виража, превышает мощность, необходимую для прямолинейного полета, поэтому самолет начнет терять скорость. При наличии на самолете указателя поворота и указателя скольжения летчик сразу обнаружит переход от прямолинейного полета к правильному или неправильному виражу и сумеет возвратить самолет в нужное положение относительно земли.



Фиг. 8. Разворот самолета.

а—правильный левый разворот; б—левый разворот со скольжением; r —радиус разворота; ω —угловая скорость поворота; γ —угол абсолютного поперечного крена; γ_0 —угол между кажущейся и истинной вертикалью; γ_1 —угол относительного поперечного крена.

Компас, высотомер, вариометр, указатель скорости, указатель скольжения и указатель поворота позволяют летчику *косвенными методами* судить о положении самолета относительно земли. Поперечный крен определяется по указателю поворота и указателю скольжения, продольный крен — по указателю скорости и вариометру.

Если при неизменной скорости самолета изменилась вертикальная скорость, то изменится угол атаки и угол тангажа самолета.

Однако косвенный метод определения положения самолета значительно затрудняет пилотирование и требует большого напряжения от летчика.

Кроме того, указатель скорости и вариометр в качестве указателей продольного положения самолета дают показания с большим запаздыванием, а показания магнитного компаса в условиях болтанки нестабильны. Поэтому были созданы приборы, свободные от перечисленных недостатков и дающие возможность непосред-

ственно и точно определять углы продольного и поперечного наклона и курс самолета.

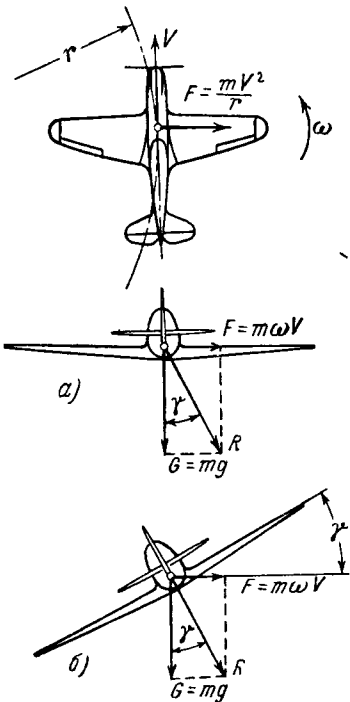
Таковыми приборами являются гироскопические приборы, устанавливаемые в настоящее время на всех самолетах. К ним относятся: авиагоризонт, гироскопический компас, гироскопический компас и т. д.

Работа летчика на самолете, оснащенном этими приборами, в полете без видимости ориентиров сводится к наблюдению за приборами и к управлению рулями самолета. Это чисто механическая, однообразная, но очень утомительная работа.

На самолете, оборудованном автопилотом, летчик значительно разгружается, и работа его становится менее утомительной. Однако простейшим автопилотом можно пользоваться только при прямолинейном равномерном горизонтальном полете; более сложные, так называемые программные автопилоты, управляющие взлетом, посадкой или эволюциями самолета, устанавливаются только на специальных самолетах.

Маневрирование самолета, связанное с изменением его скорости по величине и направлению, называется эволюцией. Сюда относятся: вираж, пикирование, фигуры высшего пилотажа и т. д. При эволюциях самолет движется с различными по величине и направлению ускорениями, следовательно, как на него, так и на приборы, установленные на нем, действуют силы инерции. Для характеристики этих сил обычно пользуются понятием перегрузки.

Фиг 9 Вираз самолета
а — без поперечного крена, б — с креном на угол γ



Перегрузкой (обозначаемой буквой n) называется отношение результирующего ускорения a , с которым перемещается самолет, к ускорению силы тяжести g .

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

Большие перегрузки могут пагубно повлиять на организм членов экипажа, на самолет и на приборы. Величина перегрузок контролируется акселерометром.

§ 3. САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ

Работа экипажа по выполнению заданного маршрута и достижение цели называется самолетовождением. На легких самолетах, предназначенных для ближних перелетов, эту работу выполняет летчик. На средних и тяжелых самолетах, летающих на значительные расстояния, один человек не может выполнить всей работы; поэтому пилотирование самолета осуществляет летчик, а ориентировку его — штурман. В ряде случаев экипаж самолета достигает 10 и более человек и включает нескольких летчиков, штурманов, бортового инженера, радиста и т. д.

Способы ориентировки самолета

Для ориентировки самолета в воздухе пользуются:

а) *Способом визуальной ориентировки*, т. е. сличением видимых ориентиров (железных дорог, рек, мостов и т. д.) с картой, имеющейся на борту самолета. Такая ориентировка возможна только в условиях хорошей видимости земли.

б) *Астрономической ориентировкой*, которая сводится к расчету местоположения по углам, измеренным между направлениями на выбранные небесные светила и плоскостью горизонта, с учетом времени наблюдения. Такая ориентировка, осуществляемая только в условиях хорошей видимости небесных светил, производится с помощью специальных оптических приборов, например, секстанта, оптического визира и т. д.

в) *Радиоориентировкой*, которая сводится к определению положения самолета по направлениям на земные радиостанции или расстояниям до них, измеренным в полете. Способ предполагает наличие одной или нескольких наземных радиостанций, местоположение которых известно, и осуществляется с помощью специальных радиоприборов: радиоконпасов, радиопеленгаторов и т. д.

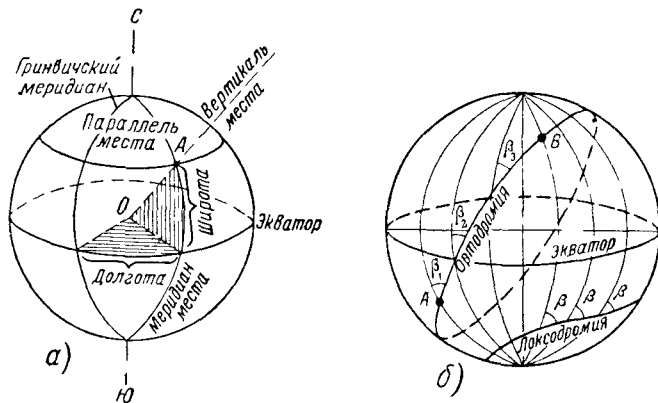
Известны разнообразные методы определения положения самолета с помощью радиосредств. Остановимся на одном из них.

Используя показания радиоконпаса (или другие радиосредства), легко можно найти угол α наземного радиопередатчика между направлением полета на данную радиостанцию и продольной осью самолета. Зная курс самолета k (например, по показаниям магнитного компаса), можно найти истинный радиопеленг самолета $\varphi = k + \alpha$. Соединив все точки земной поверхности, в которых истинный радиопеленг имеет определенную величину, получим линию возможных положений самолета (позиционная линия), но еще не его местоположение.

Определив величину истинного радиопеленга для двух наземных передатчиков, место которых известно, получим две позиционные линии. Точка пересечения этих позиционных линий на карте будет соответствовать местонахождению самолета.

При таком способе ориентировки не требуется радиопередатчик с направленным излучением.

Многие методы радиоориентировки требуют направленной передачи. Процесс внедрения радиотехнических систем в комплекс приборного оборудования самолетов еще не закончен. Несомненно, в будущем эти системы будут приобретать все большее значение. Однако следует помнить, что внедрение радионавигационных приборов не исключает применения приборов, работающих на других принципах (механические высотомеры, гирокомпасы, астрокомпасы



Фиг 10 Определение местоположения самолета.

а—географические координаты φ —широта, λ —долгота, б—ортодромия и локсодромия.

и т. д.). Это объясняется, во-первых, опасностью нарушения работы самолетной радиоаппаратуры вследствие помех, создаваемых наземными радиостанциями, а, во-вторых, опасностью демаскировки.

Работа самолетной радиоаппаратуры может демаскировать самолет и позволяет обнаружить его приближение иногда на очень большом расстоянии.

г) *Способом счисления пути*, при котором местонахождение самолета определяется путем учета величины и направления участков пути, пройденного самолетом от точки вылета. В условиях реального полета самолет летит по некоторой кривой, соединяющей исходный и конечный пункты маршрута, т. е. во время полета изменяются как долгота, так и широта места (фиг. 10, а). Для того чтобы путь был кратчайшим, самолет должен лететь по проходящей через исходный и конечный пункты маршрута дуге большого круга, носящего название ортодромии (фиг. 10, б). При таком полете курс самолета непрерывно меняется, так как ортодромия пересекает меридианы под разными углами. Это изменение курса неудобно в эксплуатации, но зато при перелетах на большие расстояния такой полет сильно сокращает путь и дает экономию топлива и времени.

Ортодромию делят на ряд участков, внутри которых криволинейные участки, пересекающие меридианы под различными углами $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ и т. д. заменяют участками, каждый из которых пересекает встречающийся ему меридианы под одним и тем же углом β .

Полученная таким образом кривая носит название локсодромии. Маршрут полета прокладывают заранее; предполагаемую траекторию полета делят на отдельные участки с таким расчетом, чтобы в пределах каждого участка направление полета осталось неизменным. Если в полете измерить скорость и время, соответствующие каждому участку, то можно найти истинные расстояния, пройденные самолетом, нанести эти расстояния в соответствующем масштабе на карту и таким образом определить координаты самолета в данный момент. Способ счисления пути неудобен тем, что требует весьма точного определения курса, скорости, высоты и времени полета.

Приборы, контролирующие навигационный режим полета

Как известно, для измерения курса самолета необходимо знать некоторое неизменное относительно Земли направление, от которого и следует производить отсчет. Таким направлением может быть географический меридиан, магнитный меридиан и т. д. Курс, отсчитанный от магнитного меридиана, называют магнитным, отсчитанный от географического меридиана, называют истинным, а угол между географическим меридианом и направлением полета (линией пути), отсчитанный от северного направления меридиана по часовой стрелке, называют истинным путевым углом (так же, как и курс, этот угол может быть истинным или магнитным). Обычно линия пути и продольная ось самолета не совпадают, так как скорость самолета относительно Земли (путевая скорость) является геометрической суммой двух скоростей: скорости самолета относительно воздуха (воздушная скорость) и скорости воздуха относительно Земли (скорость ветра). Истинный путевой угол не совпадает с истинным курсом самолета и равен сумме истинного курса самолета и угла сноса ψ , т. е. углу между продольной осью самолета и линией пути, обусловленной действием ветра (угол сноса от ветра ψ_a) и аэродинамического сноса ψ_a (возникающего, например, в результате неодинаковой тяги воздушных винтов у многомоторных самолетов). Существующие способы определения угла сноса дают суммарный угол сноса $\psi = \psi_a + \psi_a$, поэтому практически аэродинамический снос отдельно не рассматривается. Угол сноса измеряется с помощью специальных инструментов, например, навигационных визиров, прицелов и т. д. При его определении необходимо точное знание высоты и продолжительности полета. Угол сноса считается положительным, если самолет относит вправо.

Курс самолета определяют с помощью компасов.

Скорость самолета определить сложнее, нежели курс. Метод числения пути предполагает знание скорости самолета относительно Земли, т. е. путевой скорости.

В настоящее время еще не созданы приборы, показывающие путевую скорость самолета.

Широко распространенные в эксплуатации манометрические указатели скорости, показывают воздушную скорость самолета или в лучшем случае истинную воздушную скорость. Указатели истинной воздушной скорости учитывают так называемую методическую погрешность прибора, появляющуюся в результате изменения плотности воздуха с высотой, в то время как указатель воздушной скорости этой погрешности не учитывает.

Отсутствие прибора, показывающего путевую скорость, заставляет находить величину этой скорости с помощью навигационных инструментов. Путевую скорость можно определить с помощью навигационного прицела, наблюдая скорость перемещения земных ориентиров. При этом необходимо знать высоту полета.

Величину и направление путевой скорости можно также найти, построив навигационный треугольник скоростей (фиг. 11).

Навигационный треугольник скоростей

Одной стороной навигационного треугольника скоростей является вектор воздушной скорости самолета V , другой стороной — вектор скорости ветра U , а третья сторона, представляющая собой сумму двух первых векторов, дает вектор путевой скорости самолета $\bar{W} = \bar{V} + \bar{U}$. Величина воздушной скорости самолета берется по показаниям указателя истинной воздушной скорости или указателя скорости, исправленным с помощью аэронавигационной линейки, дающей возможность учесть методическую погрешность прибора. Вектор скорости ветра можно определить навигационным визиром несколькими методами, например, измерением ветра по двум углам сноса. Необходимо помнить, что при определении углов сноса летчик обязан выдерживать заданный курс и сохранять неизменными высоту и скорость полета.

Величину и направление ветра определяют следующим образом. Выбрав на земле какой-либо ориентир и наблюдая за ним в течение определенного промежутка времени, определяют величину угла сноса, т. е. получают направление линии пути.

То же самое делают, изменив курс самолета на 40—50°, и получают новую линию пути самолета. Нанеся линии пути на карту, получают вектор скорости ветра (фиг. 12).

При определении вектора ветра штурман самолета не производит указанных выше построений на карте, а пользуется ветрочетом, позволяющим очень быстро и точно произвести эти построения.

Как уже указывалось, ветрочет был предложен А. Н. Журавченко в начале этого столетия и до настоящего времени очень широко используется в авиации для решения задач с помощью навигационного треугольника скоростей, причем решает их точно и быстро. Решая навигационный треугольник скоростей, можно определить скорость и направление ветра, путевую скорость, угол сноса, путевой угол и т. д., т. е. найти неизвестный элемент треугольника скоростей.

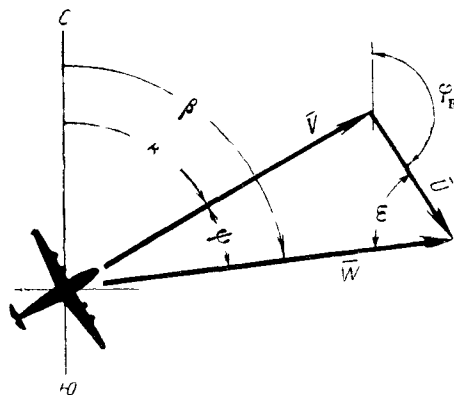
При отсутствии видимости земли, когда пользование оптическими прицелами и визирами исключается, определяют при решении навигационного треугольника путевой угол, угол сноса и т. д. с помощью расчета, если известны направление и скорость ветра (например, по данным, получаемым от наземных установок).

Расчетное местоположение самолета

Экипаж самолета в каждый момент времени должен знать положение самолета. Это положение определяется географическими долготой и широтой. Долгота отсчитывается от Гринвичского меридиана; к западу западная долгота λ_3 , к востоку восточная $\lambda_в$. Широта отсчитывается от экватора (северная и южная широта $\varphi_с$, $\varphi_ю$). При полете вдоль меридиана меняется только широта на величину

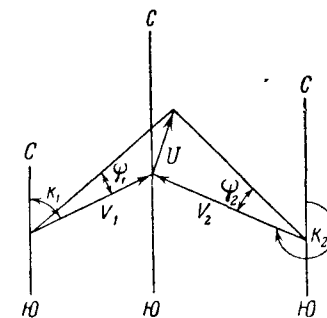
$$\Delta\varphi = \Delta S_m \frac{360}{2\pi R},$$

где ΔS_m — путь, пройденный самолетом вдоль меридиана;
 R — радиус Земли.



Фиг. 11 Навигационный треугольник скоростей.

V — воздушная скорость; U — скорость ветра; W — путевая скорость; k — курс самолета; $\varphi_в$ — направление ветра; ψ — снос самолета; β — путевой угол.



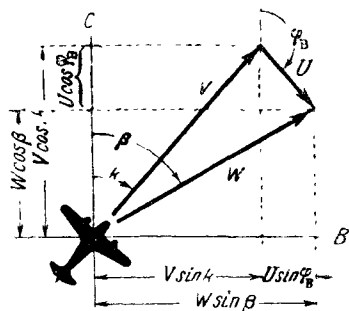
Фиг. 12. Определение вектора ветра U .

k_1 и k_2 — курсы самолета; ψ_1 , ψ_2 — углы сноса на курсах k_1 и k_2 .

При полете вдоль параллели меняется только долгота на величину

$$\Delta\lambda = \Delta S_{\text{п}} \frac{360}{2\pi r} = \Delta S_{\text{п}} \frac{360}{2\pi R \cos \varphi},$$

где $\Delta S_{\text{п}}$ — путь, пройденный самолетом вдоль параллели;
 r — радиус окружности данной параллели $r = R \cos \varphi$;
 R — радиус Земли;
 φ — широта данной параллели.



Фиг. 13. Определение расчетного местоположения самолета.

V — воздушная скорость; W — путевая скорость; U — скорость ветра; k — курс самолета; φ_B — направление ветра.

За бесконечно малый промежуток времени dt самолет переместится вдоль меридиана и параллели на величины $dS_{\text{м}}$ и $dS_{\text{п}}$, которые можно найти из уравнений

$$dS_{\text{м}} = W_{\text{м}} dt,$$

$$dS_{\text{п}} = W_{\text{п}} dt.$$

При этом координаты самолета изменятся следующим образом:

$$d\varphi = \frac{360}{2\pi R} dS_{\text{м}} = \frac{360}{2\pi R} (V \cos k + U \cos \varphi_B) dt,$$

$$d\lambda = \frac{360}{2\pi R \cos \varphi} dS_{\text{п}} = \frac{360}{2\pi R \cos \varphi} (V \sin k + U \sin \varphi_B) dt.$$

После интегрирования этих уравнений по времени найдем

$$\varphi = \frac{360}{2\pi R} \int_0^t (V \cos k + U \cos \varphi_B) dt, \quad (1.5)$$

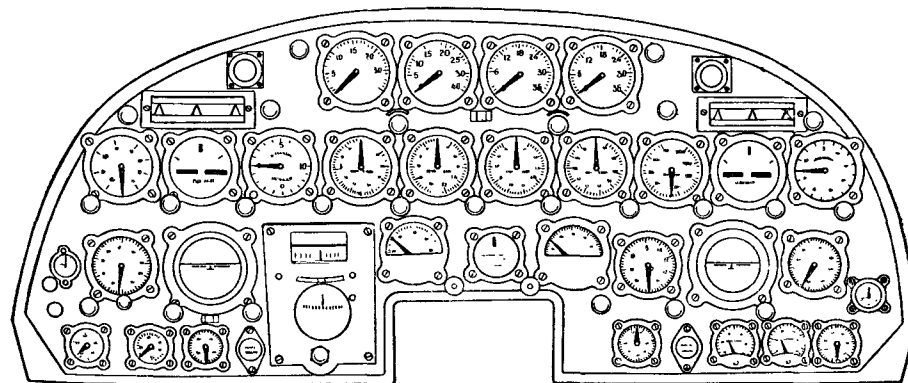
$$\lambda = \frac{360}{2\pi R} \int_0^t \frac{V \sin k + U \sin \varphi_B}{\cos \varphi} dt. \quad (1.6)$$

Во время полета штурман периодически определяет координаты самолета. Эта задача значительно упрощается, если на самолете имеется навигационный координатор, т. е. прибор, автоматически решающий приведенные выше уравнения и дающий значения λ и φ , или автоштурман, решающий задачу полнее и прочерчивающий на карте весь путь самолета.

Навигационно-пилотажные приборы

Для целей пилотирования и самолетовождения служат приборы:

1. Указатели скорости.
2. Компасы.
3. Высотомеры.
4. Вариометры.



Фиг. 14. Приборная доска самолета.

5. Авиагоризонты.
6. Указатели скольжения.
7. Указатели поворота.
8. Навигационные координаторы.
9. Указатели числа М.
10. Акселерометры.

Кроме того, в подавляющем большинстве случаев на самолете устанавливается автопилот.

Для надежности многие приборы дублируют, например, одновременно с магнитным компасом на самолете устанавливают гирополукомпас, дистанционный потенциометрический компас или дистанционный индукционный компас, радиокompас и т. д.

Приборная доска самолета с приборами, расположенными так, чтобы экипажу было удобно наблюдать за их показаниями, изображена на фиг. 14.

Центральную часть доски занимают основные пилотажно-навигационные приборы: указатель скорости, указатель поворота и скольжения, высотомер, вариометр, компасы, авиагоризонт, часы. Так как приборные доски устанавливаются в зоне прямого наблюдения летчика, то увеличение их размеров неизбежно приводит к ухудшению обзора. Сохранение обзора достигается компактным размещением приборов, уменьшением их габаритов, применением комбинированных приборов и, наконец, выбором формы и конструкции приборных досок.

Так как приборные доски расположены в местах, где влияние вибраций весьма значительно, а приборы, установленные на этих досках, очень чувствительны к вибрациям, то предусматривается амортизация приборных досок. В отдельных случаях, кроме приборной доски в целом, необходима индивидуальная амортизация некоторых приборов (например, компасов).

Глава II

ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К АВИАЦИОННОМУ ОБОРУДОВАНИЮ

Развитие современной авиации, расширение и усложнение задач, решаемых экипажем самолета в полете, требует увеличения числа устанавливаемых на самолете объектов самолетного оборудования. Количество объектов в кабинах самолета, требующих внимания членов экипажа самолета, исчисляется десятками, а иногда и сотнями. Некоторые приборы требуют выполнения сложных вычислений, использования специальных таблиц и т. д. (например, радиосредства и средства астрономического самолетовождения).

Все самолетное оборудование, и в том числе приборное, предназначенное для выполнения тех или иных задач в конкретных условиях полета, должно удовлетворять так называемым тактико-техническим требованиям, вытекающим из этих задач и условий.

Все тактико-технические требования можно разделить на функциональные, эксплуатационные, физико-технические, монтажные и т. д.

§ 1. ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Каждый прибор должен отвечать своему назначению, например, измерительные приборы должны измерять определенные физические величины с необходимой точностью, приводы — развить нужные усилия и моменты, радиооборудование — работать в определенном диапазоне частот и т. д.

Соответствие авиационных приборов своему назначению определяется номинальными значениями характерных для него физико-технических величин и показателей, т. е. его номинальными характеристиками (номиналом) и допустимыми отклонениями от этих характеристик.

Номинальной характеристикой любого технического устройства называется комплекс норм, характеризующих его основные технические параметры, соответствующие его назначению. Например, номинальная характеристика радиоприборов включает диапазон частот принимаемых электромагнитных колебаний; номинальная характеристика электрических приборов включает величины напряжения, тока и т. д. К выбору номинальных характеристик нужно

подходить с большой осторожностью и тщательностью. Номинальные характеристики должны удовлетворять реальным условиям работы. В противном случае эксплуатация данного прибора и связанных с ним самолетных агрегатов будет сопряжена с большими трудностями, качество выполнения полетного задания снизится и даже может возникнуть опасность для целостности самолета и экипажа. В то же время выбор номинальных характеристик, превышающих реальные функциональные требования, может привести к усложнению конструкции, к увеличению веса, размеров, стоимости и т. д.

Допускаемые отклонения от номинала выбираются очень тщательно, причем учитываются условия эксплуатации. Например, нередко от прибора требуют, чтобы он имел наименьшие отклонения от номинала не по всей шкале, а только в определенных точках ее. В этом случае представляется возможным для остального диапазона шкалы допустить несколько большие погрешности показаний.

§ 2. ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

Физико-технические требования, предъявляемые к авиационным приборам, предусматривают обеспечение нормальной работы приборов в реальных условиях полета. Чтобы правильно сконструировать и изготовить прибор, иметь возможность сравнить между собой отдельные конструкции приборов и отдельные методы измерений, выбрать наилучшие, наконец, правильно эксплуатировать приборы, нужно изучить условия работы приборов, а также закономерности, которым эти условия подчиняются. Прежде всего необходимо ознакомиться со свойствами атмосферы.

Атмосфера и ее свойства

Атмосферу, окружающую земной шар, делят на три слоя: тропосфера, стратосфера, зона разреженных газов. Так как в настоящее время полеты совершаются главным образом в пределах тропосферы, то ее характеристики особенно необходимо знать.

Тропосферой называется нижний слой атмосферы, непосредственно прилегающий к земной поверхности. Тропосфера характеризуется значительными горизонтальными и вертикальными воздушными потоками. Параметры тропосферы, т. е. температура, давление, плотность, вязкость и т. д., меняются с высотой. За верхнюю границу тропосферы принимают слой, выше которого температура остается неизменной. Так как атмосферные условия весьма значительно изменяются в зависимости от времени года, погоды, географического места и т. д., а приборы и самолеты приходится эксплуатировать в различные времена года и в разных географических местах, то условились при расчете, проектировании и испытаниях самолетов и их оборудования пользоваться некоторой фиктив-

ной, условной атмосферой с осредненными параметрами. Эту атмосферу называют Стандартной атмосферой (СА). Стандартная атмосфера дает условный закон изменения давления p , температуры T , плотности ρ , γ и т. д. с высотой, а также определенные исходные значения этих величин p_0 , T_0 , ρ_0 , γ_0 и т. д., соответствующие нулевой высоте.

За уровень земной поверхности, т. е. за нулевую высоту H_0 принята высота, которой соответствуют начальная температура $T_0 = 15^\circ + 273^\circ = 288^\circ \text{C}$, начальное давление $p_0 = 760 \text{ мм рт. ст.}$, массовая плотность $\rho_0 = 0,125 \text{ кг.сек}^2/\text{м}^4$ и весовая плотность $\gamma_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$. За верхнюю границу тропосферы принята высота, равная 11000 м.

В пределах тропосферы температура изменяется по закону

$$T_H = T_0 - \tau H, \quad (\text{II. 1})$$

где T_H — абсолютная температура на высоте H ;

τ — температурный градиент, т. е. изменение температуры на единицу высоты, $\tau = 0,0065 \frac{\text{град}}{\text{м}}$.

При расчетах принимают, что температура может меняться в пределах от -60 до $+50^\circ \text{C}$.

В пределах тропосферы давление меняется по закону

$$p_H = p_0 \left[1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{\frac{1}{R\tau}}, \quad (\text{II. 2})$$

где p_H — давление на высоте H ;

R — газовая постоянная для воздуха, равная $29,27 \frac{\text{м}}{^\circ\text{C}}$.

Решая уравнение (II. 2) относительно H , получаем

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_0} \right)^{R\tau} \right]. \quad (\text{II. 3})$$

Формула (II. 2) называется стандартной барометрической формулой, а формула (II. 3) — стандартной гипсометрической формулой.

В теории авиационных приборов иногда пользуются еще так называемой формулой Лапласа, имеющей вид

$$H = 18\,400 \left[1 + \frac{t_{\text{cp}}}{273} \right] \lg \frac{p_0}{p_H}. \quad (\text{II. 4})$$

В отличие от стандартных формул при выводе формулы Лапласа предполагается, что температура не меняется с высотой и равна некоторому среднему значению $t_{\text{cp}} = \frac{t_0 + t_H}{2}$, где t_0 и t_H — температура на нулевой высоте и на высоте H .

Значения плотности на высоте H подсчитывают по формулам

$$\left. \begin{aligned} \rho_H &= \rho_0 \left(1 - \frac{\tau H}{T_0} \right)^{\frac{1}{R\tau} - 1} \\ \gamma_H &= \gamma_0 \left(1 - \frac{\tau H}{T_0} \right)^{\frac{1}{R\tau} - 1} \end{aligned} \right\} \quad (II.5)$$

Для высот, превышающих 11000 м, температура $T_H = 216,5^\circ \text{C}$; давление меняется по закону

$$P_H = P_{11000} e^{-\frac{H-11000}{RT_{11000}}} \quad (II.6)$$

(формула получена в предположении постоянства температуры в стратосфере).

По СА предполагается, что воздух сухой, т. е. его влажность не учитывается. В действительности воздух содержит большое количество влаги, которая вызывает коррозию элементов приборов, приводит к утечке электрического тока в электроприборах, создает в коленах трубопроводов водяные подушки, значительно искажающие показания приборов, и, наконец, при низких температурах может привести к обледенению, губительному не только для приборов, но и для всего самолета.

Изменение T , p , γ и других параметров атмосферы, изменение влажности и т. д. приводит к погрешностям в показаниях приборов.

В задачу коллектива, создающего прибор, входит тщательное изучение вероятных изменений параметров атмосферы в условиях эксплуатации, предотвращение возможности возникновения погрешностей в показаниях приборов под влиянием этих меняющихся условий или, по крайней мере, сведение этих погрешностей к минимуму.

§ 3. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Основным эксплуатационным требованием, предъявляемым к самолетному оборудованию, является простота и удобство управления и пользования им в полете.

Это достигается:

1. Рациональным размещением приборов на самолете и на приборной доске. Приборы группируют по назначению и размещают с соблюдением требований определенной последовательности зрительных наблюдений и ручных действий. При размещении должно быть предусмотрено отсутствие перекрестных, а тем более возвратных взглядов и движений.

2. Предохранительной блокировкой, сигнализацией и автоматизацией. Даже наиболее целесообразное размещение оборудования и рычагов управления и применение автоматической блокировки и сигнализации не освобождает членов экипажа от необходимости следить за показаниями нескольких приборов. Разгрузка внимания экипажа достигается автоматизацией оборудования.

3. Наглядностью и отчетливостью показаний.

4. Удобством подходов, позволяющих периодически производить осмотр, замену поврежденных приборов и т. д.

При расчете и эксплуатации приборов нужно помнить о влиянии вибраций, ускорений и т. д.

Вибрации и перегрузки

Вибрации, наклоны и перегрузки при наличии неуравновешенных деталей и узлов могут привести к большим погрешностям приборов. Поэтому отдельные детали и узлы, а также весь прибор в целом уравнивают. Кроме того, тщательнейшим образом предотвращают возможность совпадения собственной частоты колебаний прибора с частотами вынужденных колебаний, возникающих на самолете.

Все авиационные приборы проверяют на виброустойчивость, т. е. на отсутствие искажений в показаниях приборов под влиянием вибрации и на вибропрочность, под которой понимают безотказную работу приборов в течение определенного промежутка времени при заданной вибрации.

Примерные значения вибрационной перегрузки для различных узлов самолета приведены в табл. 1. На основании этой таблицы рассчитывают приборы, устанавливаемые в соответствующих местах на самолете.

Таблица 1

Максимальная вибрационная перегрузка различных узлов самолета

Название узлов	Вибрационная перегрузка
Авиационный двигатель	6÷10
Подмоторная рама	4÷6
Фюзеляж	2,5÷4
Неамортизированная приборная доска	1,5÷2,5
Амортизированная приборная доска	0,6÷1,5

Пыль

Для предохранения от пыли, которая в больших количествах поднимается при взлете и посадке, в приборах предусмотрена тщательная герметизация¹.

Кроме того, в случаях необходимости устанавливаются специальные прокладки-фильтры (например, в подшипниках гироскопических приборов).

§ 4. МОНТАЖНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Конструкция самолета и его оборудование предназначены для выполнения определенных полетных задач. Между ними должна существовать возможно более тесная конструктивная связь, характеризующаяся, в частности, монтажными требованиями, а именно: габаритными и весовыми требованиями, а также сращиванием объектов и систем самолетного оборудования между собой и с деталями конструкции самолета (комбинированные приборы, связь автопилота и гироскопического прицела и т. д.).

Основным монтажным требованием, предъявляемым к авиационным приборам, является требование наименьших размеров (с сохранением удобства пользования и надежности в работе). Общий вес оборудования самолета не превышает 5—8% полетного веса. Установившиеся методы расчета и конструирования авиационных приборов, свойства применяемых в этих приборах материалов, требование придания этим приборам наименьших размеров неизбежно приводят к уменьшению веса приборов. Тем не менее конструктору и технологу при проектировании и изготовлении авиационных приборов надо стремиться к максимальному снижению веса (не забывая при этом о надежности и удобстве эксплуатации).

Кроме перечисленных выше требований, объекты самолетного оборудования должны также обладать:

Дистанционностью, т. е. приборы должны включать устройство, при помощи которого можно передать их показания на указательную систему, расположенную в месте, удобном для наблюдения или записи. Например, показания всех приборов, контролирующих работу авиационного двигателя, должны быть переданы на приборную доску самолета; многие элементы навигационного режима полета (курс самолета, скорость полета и т. д.) интесуют не только летчика, но и других членов экипажа, поэтому значения этих величин должны одновременно показывать приборы, установленные на приборных досках отдельных членов экипажа (например, летчика и штурмана), и т. д.

¹ Герметизация преследует значительно более широкие цели, нежели только предохранение от пыли, например, изолирует внутреннюю полость прибора от влаги, изолирует прибор от действия атмосферы окружающей среды и т. д.

Дистанционная связь предназначена для передачи показаний приборов. Так как каждому значению измеряемой величины должно соответствовать вполне определенное показание прибора, то дистанционная передача должна обеспечить однозначное соответствие величин на входе и выходе.

В авиационных приборах применяются разнообразные передачи, работающие на постоянном и переменном токах. Наиболее распространены: потенциометрическая дистанционная передача и индукционная дистанционная передача со всеми ее разновидностями (сельсины, магнесины и т. д.).

Пожарной безопасностью, выражающейся в том, что приборы конструируют так, чтобы они при любых обстоятельствах не могли вызвать пожар (это требование особенно важно для приборов, контролирующих систему питания двигателя).

Многие из перечисленных выше требований в большинстве являются общими для всех приборов (например, устранение влияния вибраций, влагостойкость и т. д.), другие предъявляются не ко всем видам приборного оборудования (например, от приборов, расположенных в кабине, не требуют отбитаемости и т. д.).

Поэтому требования, предъявляемые к авиационным приборам, принято делить на общие и специальные. Общим требованиям должны удовлетворять все без исключения авиационные приборы; специальные требования учитывают специфику данного прибора.

§ 5. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К АВИАЦИОННЫМ ПРИБОРАМ

Общими требованиями являются:

1. Надежность и точность в работе — основные требования, от выполнения которых в значительной мере зависит использование летных качеств самолета и обеспечение безопасности полета;
2. Удобство эксплуатации, т. е. простота наблюдения, несложность обращения, простота ремонта, монтажа и т. д.;
3. Минимальные габариты, вес и стоимость приборов в соответствии со стандартами;
4. Безотказная работа приборов:
 - а) в диапазоне температур от -60 до $+50^{\circ}\text{C}$;
 - б) при вибрации с частотой от 20 до 80 *гц* и с амплитудой, при которой перегрузка достигает 1,5 *g* (это требование относится к указателям приборов);
 - в) при влажности от 0 до 100%.

§ 6. ПОГРЕШНОСТИ И ПОПРАВКИ ПРИБОРОВ

Погрешность и поправка равны по абсолютной величине, но имеют различные знаки.

Поправкой будем называть разницу между истинным значением измеряемой величины и показанием прибора. Чтобы по показанию

прибора определить истинное значение измеряемой величины, нужно к показанию прибора алгебраически прибавить поправку.

Показания всех приборов не свободны от погрешностей. В зависимости от причин, их вызывающих, погрешности делятся на методические и инструментальные.

Методическими погрешностями называются такие, причиной которых является выбранный метод измерения. Эти погрешности появляются в результате использования в авиационном приборостроении в большинстве случаев косвенных методов измерений, т. е. измерения не той величины, которая представляет непосредственный интерес для экипажа самолета, а некоторой другой, функционально с ней связанной. Объясняется это тем, что большинство величин, подлежащих измерению, пока еще не научились измерять непосредственно. Например, если хотят измерить высоту полета, то прибегают к помощи барометрического высотомера или радиовысотомера. В первом приборе вместо высоты полета измеряют давление на высоте полета; во втором вместо высоты полета измеряют время, необходимое для прохождения сигнала, посланного с самолета до земли и обратно до самолета, где этот отраженный сигнал воспринимается приемным устройством. И давление на высоте полета и время, необходимое для прохождения сигнала, посланного радиовысотомером, зависят не только от высоты полета, но также от состояния атмосферы, времени года и т. д.

Учесть все факторы, искажающие значение измеряемой величины, в большинстве случаев нельзя, поэтому в показаниях прибора обязательно будет погрешность, обусловленная методом измерения, на котором основана работа прибора. При разработке конструкции авиационных приборов следует с большой тщательностью и осторожностью подходить к выбору метода измерения. Необходимо учитывать, какие задачи должен решать прибор, какова необходимая точность его работы в различных условиях эксплуатации и т. д. Выбрав метод измерения, нужно выявить все причины, которые могут явиться источником методических погрешностей и по возможности устранить эти погрешности при конструировании прибора.

Так как причина методических погрешностей обусловлена методом измерения, то эти погрешности не могут быть устранены тщательным изготовлением и регулировкой прибора.

Это, однако, не исключает возможности введения в конструкцию прибора специальных компенсационных приспособлений, уничтожающих или уменьшающих эти погрешности (например, в указателе воздушной скорости и указателе истинной воздушной скорости).

Инструментальными погрешностями называются такие, которые зависят от качества изготовления прибора, материала деталей и узлов и т. д.

Эти погрешности могут быть устранены путем улучшения качества изготовления и эксплуатации прибора.

Обеспечение надежности и точности показаний

Как уже указывалось, погрешности авиационных приборов можно снизить, если при конструировании, изготовлении и монтаже учесть особенности работы приборов.

Надежная работа авиационных приборов в условиях переменных температур и давлений обеспечивается:

а) расположением приборов вдали от самолетных источников тепла, желательнее в отапливаемых кабинах, в которых поддерживается по возможности постоянная температура;

б) введением индивидуального термообогрева, теплоизоляции или охлаждения;

в) применением материалов, малочувствительных к изменениям температуры;

г) введением специальных устройств, компенсирующих температурные погрешности и погрешности от изменения давления. Такие устройства называют компенсаторами.

Влагостойкость и противокоррозийная стойкость авиационных приборов обеспечивается;

а) приданием приборам формы, предотвращающей возможность попадания воды в корпус прибора;

б) применением материалов с возможно меньшей гигроскопичностью;

в) покрытием поверхностей водонепроницаемыми и противокоррозийными лаками и красками;

г) применением специальных обогревов и влагоборников.

Все детали авиационных приборов и приборы в целом должны обладать механической стойкостью, необходимой для обеспечения надежной работы в условиях полета, когда неизбежно возникновение аэродинамических, вибрационных, ударных и других сил, действие которых приводит к дрожанию и смещению стрелки указателей авиационных приборов, к возникновению резонансных колебаний в упругих элементах, креплениях и т. д., к ускоренному износу опор, осей, нарушению регулировки, потере герметичности и т. д.

Механическая стойкость авиационных приборов достигается расположением их в местах с наименьшей интенсивностью вибраций, применением амортизации, предотвращением резонанса, предотвращением самоотвертывания креплений.

Глава III

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**§ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ****Электрификация приборов, контролирующих работу авиационного двигателя**

Весьма распространенным типом силовой установки современного самолета является бензиновый поршневой двигатель, поэтому в настоящей главе рассмотрены главным образом приборы, контролирующие его работу, т. е. манометры, термометры, топливомеры, тахометры и т. д. Как уже указывалось, номенклатура приборов, контролирующих работу других силовых установок, применяемых на самолетах, незначительно отличается от рассматриваемой.

За последние годы приборы, контролирующие работу силовой установки, в значительной степени электрифицированы. Это объясняется тем, что электрические приборы обеспечивают большую надежность в работе, отличаются компактностью, удобством и простотой монтажа, а также легко осуществляемой дистанционностью. Последнее обстоятельство в связи с увеличением размеров многих самолетов приобретает все большее значение.

Приборы эти получают питание от бортовой сети самолета. Источником электрической энергии на самолете являются самолетные генераторы, приводимые в действие авиационным двигателем, и аккумуляторные батареи. Напряжение бортовой электрической сети обычно равно 27 в.

Для поддержания величины напряжения постоянной при различной нагрузке в цепи, различных числа оборотов двигателя, для обеспечения возможности одновременной работы генератора и аккумуляторных батарей, а также для предотвращения перегрузки служит регуляторная коробка. Ее основные части: 1) регулятор напряжения; 2) максимальное реле, предотвращающее перегрузки; 3) минимальное реле, обеспечивающее параллельную работу генератора и аккумуляторной батареи.

Для монтажа всего электрического оборудования на самолете прокладывают специальную электропроводку, общая протяженность которой может достигать нескольких десятков тысяч метров.

В случае необходимости, например, для защиты радиоустановок от помех, выбирают проводку, у которой, кроме резиновой и хлопчатобумажной оплетки, имеется еще экранирующая оплетка из медной проволоки. При монтаже электрических приборов необходимо предусматривать: защиту провода от механических повреждений, воздействия конденсированной влаги, топлива, масел и т. д., отсутствие помех радиоприему, т. е. экранирование самого прибора и проводки, связанной с ним, соблюдение противопожарных правил, малые вес, габариты и стоимость.

Электрические методы измерения неэлектрических величин

Процесс электрификации приборного оборудования стал особенно интенсивным в связи с развитием авиационной автоматики. Почти все приборы, установленные на самолете для контроля работы авиационного двигателя, измеряют неэлектрические величины с помощью электрических методов измерения. При этом измеряемая неэлектрическая величина либо преобразуется в соответствующие значения электрических параметров цепей, питаемых внешним источником ЭДС, либо происходит непосредственное преобразование ее в величину электрическую.

Примером преобразования первого типа могут служить приборы, основанные на изменении электрического сопротивления (индуктивности, емкости и т. д.) электрических цепей в зависимости от изменения измеряемого параметра. Сопротивление может изменяться в зависимости от температуры или в результате перемещения подвижного контакта под влиянием изменения давления, соответствующей деформации упругого элемента и т. д.

Примером преобразования второго типа могут служить приборы, основанные на термоэлектрическом, пьезоэлектрическом и других эффектах.

Основные элементы электрических измерительных приборов, контролирующих работу авиационного двигателя

В общем случае электрический измерительный прибор, измеряющий неэлектрическую величину, воспринимает измеряемую величину и преобразует ее в другую, удобную для передачи на расстояние указывающей части прибора. Поэтому такой прибор можно себе представить состоящим из следующих частей:

а) Чувствительного элемента, представляющего собой часть прибора, воспринимающую измеряемую величину и преобразующую ее в перемещение. Конструкция этой части прибора в значительной мере определяется характером и пределами изменения измеряемой величины.

Преобразование одной величины в другую может происходить не только в чувствительном элементе, но и в специальных преобразова-

телях, назначение которых заключается в преобразовании уровня измеряемой величины или вида энергии. Например, если измеряемой величиной является температура и ее изменение измеряется с помощью омического сопротивления, то преобразователь преобразует изменения тепловой энергии в изменение электрической энергии. В результате изменения температуры меняется величина сопротивления электрической цепи, а следовательно, при постоянном источнике ЭДС меняется величина тока, проходящего по этой цепи. Именно это изменение тока и фиксирует указывающий прибор, градуированный в единицах температуры.

При косвенном методе измерения вместо температуры, которую должен измерять контрольно-измерительный прибор, он измеряет величину, функционально связанную с температурой, например, изменение тока. При этом неизбежны методические погрешности. Действительно, ток может изменяться не только под влиянием изменения температуры, но также и от других причин, например, от колебания питающего напряжения.

б) Дистанционной передачи, передающей импульс, пропорциональный измеряемой величине, на указывающую часть прибора.

в) Указателя, воспроизводящего измеряемую величину в нужных единицах. Чаще всего в качестве указателей применяются электроизмерительные приборы постоянного тока, магнитоэлектрические гальванометры, логометры и т. д.

г) Источника энергии, служащего главным образом для усиления импульса, получаемого от контролируемого объекта.

Во многих приборах отдельные элементы объединены друг с другом и присутствуют в скрытом виде. В некоторых случаях могут вообще отсутствовать какие-либо части. Например, в приборах, где измеряемый параметр непосредственно преобразуется в электрическую величину, нет нужды в постороннем источнике электроэнергии. Будем считать, что электрические приборы, контролирующие работу авиационного двигателя, состоят из следующих элементов: датчика (приемника), дистанционной передачи и указателя.

При этом не будем забывать, что все перечисленные выше функции электроизмерительного прибора сохраняются, и отдельные элементы присутствуют в скрытом виде. Например, функции преобразователя может выполнять как датчик, так и дистанционная передача.

Обращает на себя внимание большое разнообразие приемных устройств, предназначенных для измерения температур, давлений, запаса топлива и т. д.

Приемники различных приборов, даже предназначенные для измерения одних и тех же величин, значительно отличаются друг от друга и должны удовлетворять совершенно различным требованиям (например, приемники термометров сопротивления и приемники термоэлектрических термометров).

В то же время указатели различных приборов, предназначенных даже для измерения различных физических величин (температуры, давления, запаса топлива и т. д.), отличаются большим разнообразием. В качестве указателей приборов, контролирующих авиационный двигатель, используются электроизмерительные приборы типа гальванометра, логометра, т. е. применяются электроизмерительные приборы, весьма распространенные в технике измерений.

Такие измерительные приборы находят также применение в качестве указателей многих пилотажно-навигационных приборов, например, потенциометрического дистанционного компаса, радиокомпаса и т. д.

Измерительные приборы имеют очень много общего с точки зрения конструкции, эксплуатационных требований, предъявляемых к ним, монтажа и т. д., поэтому контрольно-измерительные приборы, применяемые на самолетах, целесообразно рассмотреть отдельно, с тем, чтобы в дальнейшем к ним не возвращаться.

§ 2. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ПРИБОРЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДЛЯ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Магнитоэлектрические измерительные приборы

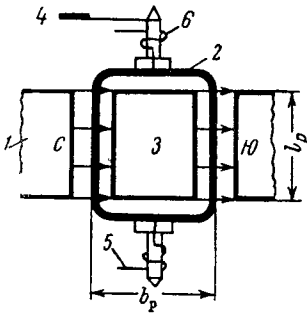
Действие таких приборов основано на возникновении вращающего момента в результате взаимодействия между постоянным магнитом и током, протекающим по проводникам (так называемым рамкам или катушкам), расположенным в поле этого магнита.

Подвижными у приборов могут быть как рамки, так и магниты. Применение приборов с подвижными миниатюрными магнитами стало возможно только после создания высококоэрцитивных сплавов, обеспечивающих большой вращающий момент при сравнительно малых размерах подвижного магнита. Переходной ступенью были приборы с неподвижным внутрирамочным магнитом. Так как приборы с внутрирамочными магнитами, подвижными или неподвижными, значительно более компактны, нежели приборы с подковообразным неподвижным магнитом, то они начинают все больше и больше вытеснять приборы с подковообразными магнитами. Это относится как к гальванометрам, так и к логометрам. Если вращающий момент зависит от тока в проводнике, а противодействующий момент создается специальным устройством (пружиной, постоянным магнитом и т. д.), то прибор называют гальванометром. Если же вращающий момент зависит от отношения токов в проводниках, а противодействующий момент создается электрической пружиной, в качестве которой могут быть использованы те же рамки (проводники), то прибор называют логометром. Логометр не может иметь меньше двух рамок.

Магнитоэлектрические гальванометры

Схема гальванометра с подковообразным магнитом 1 и подвижной рамкой 2 изображена на фиг. 15. Внутренний сердечник 3 обеспечивает практически равномерное радиальное магнитное поле с индукцией B_0 в зазоре между магнитом и сердечником. Взаимодействие проводника под током (рамки) и магнитного поля приводит к возникновению вращающего момента M .

Вращению рамки препятствуют пружины 5 и 6, создающие момент, уравновешивающий вращающий момент M , и служащие одновременно токоподводами (так называемые подвижные токоподводы). Балансировка осуществляется с помощью специального груза 4. Для установки стрелки на нулевое деление в начальном положении служит специальный корректор, поворот которого меняет точку закрепления одного из волюсков.



Фиг. 15. Подвижная система гальванометра.

1—магнит; 2—рамка; 3—сердечник; 4—балансирующий груз; 5 и 6—пружины; l_p —активная длина рамки; b_p —ширина рамки.

Подшипники представляют собой опору на шпилье диаметром 0,3—2 мм; шпиль изготовляется из специальных сортов стали с подушкой из камня у точных приборов и из бронзы у менее точных (встречаются сравнительно редко). Форма рамки определяется назначением прибора. Если момент инерции рамки должен быть мал, т. е. если прибор предназначен для записи быстроменяющихся явлений, рамку выполняют в виде узких и длинных прямоугольников (в отдельных случаях рамка может иметь вид одного проводника; при этом ее собственная частота будет велика, а момент инерции мал). Рамка представляет собой катушку, чаще всего из медной (температурный коэффициент $\alpha_t=0,004$) или алюминиевой ($\alpha_t=0,00423$) проволоки, которая наматывается на каркас. Каркас делают металлическим в случаях, когда необходимо большое демпфирование прибора, которое достигается действием вихревых токов, возникающих в теле каркаса. Иногда для облегчения подвижной системы рамку изготавливают без каркаса.

Магниты применяются подковообразные со специальными полюсными наконечниками, обеспечивающими нужный закон распределения магнитной индукции в зазоре и позволяющими в случае необходимости расширить шкалу прибора.

Внутрирамочным магнитам приборов придают вид цилиндров (фиг. 16). Габаритные размеры такой системы можно довести до 15÷30 мм. Величина вращающего момента, приложенного к рамке гальванометра, может быть найдена из следующих соображений. Приложенную к одной стороне рамки силу взаимодействия F_1 меж-

ду током в проводнике и магнитным полем с индуктивностью B_0 можно найти из уравнения

$$F_1 = 10^{-4} B_0 l_p I \omega, \quad (III. 1)$$

где l_p — активная длина рамки, т. е. часть рамки, перекрываемая радиальным магнитным полем;

I — ток в рамке;

ω — число витков рамки.

Такое же усилие действует на другую сторону рамки, т. е. существует пара сил F_1 , приложенных к рамке, ширина которой равна b_p .

Вращающий момент, приложенный к рамке, равен

$$M = 2F_1 \frac{b_p}{2} = F_1 b_p = 10^{-4} B_0 l_p b_p I \omega.$$

Величину $S_p = l_p b_p$ называют активной площадью рамки. Подставив S_p вместо $l_p b_p$, получим

$$M = 10^{-4} B_0 S_p I \omega. \quad (III. 2)$$

При площади Q_p поперечного сечения рамки в границах этой площади можно намотать тем больше витков ω , чем меньше их сечение q . Таким образом, для увеличения вращающего момента M следует стремиться к уменьшению q . Площадь поперечного сечения рамки Q_p можно выразить уравнением

$$Q_p = \frac{\omega q}{k_3}, \quad (III. 3)$$

где k_3 — коэффициент заполнения рамки проводником, учитывающий неплотность намотки, изоляцию и т. д. и равный 0,7÷0,8.

При известных Q_p , k_3 и ω можно найти q по формуле

$$q = k_3 \frac{Q_p}{\omega}$$

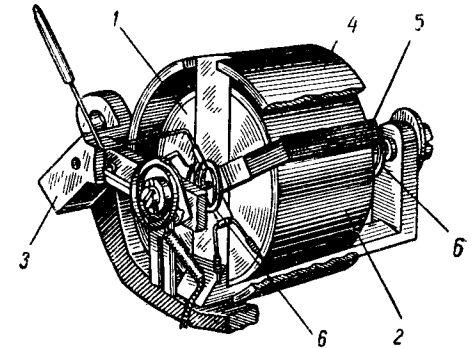
и ввести его в выражение для сопротивления проводника

$$R = L \frac{\rho}{q},$$

где ρ — удельное сопротивление материала проводника;

$L = \rho \omega$ — длина проводника;

ρ — периметр рамки.



Фиг. 16. Схема гальванометра с внутрирамочным магнитом.

1—магнит; 2—железное кольцо; 3—арматура; 4—внешний магнитопровод; 5—подвижная рамка; 6—токоподводы.

Отсюда

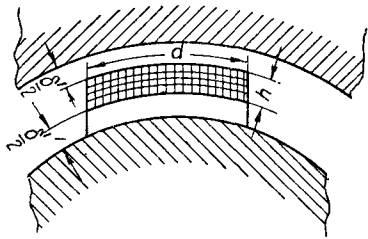
$$R = \frac{p\omega^2}{k_3 Q_p} \rho; \quad \omega = \sqrt{\frac{Rk_3 Q_p}{\rho\rho}}$$

и

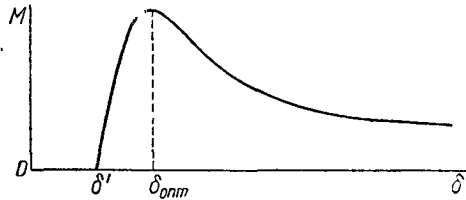
$$M = 10^{-4} B_0 S_p \sqrt{\frac{I^2 R k_3 Q_p}{\rho\rho}} = 10^{-4} B_0 S_p \sqrt{P} \sqrt{\frac{k_3 Q_p}{\rho\rho}}, \quad (III. 4)$$

где $\sqrt{P} = \sqrt{I^2 R}$ — подводимая к прибору электрическая мощность.

Если мощность, подводимая к прибору, мала (случай весьма частый), то важно знать условия наибольшей чувствительности прибора, т. е. условия получения наибольшего значения вращающего момента M при заданной наименьшей мощности P_* ; тогда



Фиг. 17. Рамка гальванометра в зазоре магнитной системы.



Фиг. 18. Зависимость устанавливающего момента гальванометра от величины воздушного зазора.

$\frac{\delta'}{2}$ — зазоры между рамкой и магнитом; δ — полный воздушный зазор; M — устанавливающий момент.

в выражения для ω , q , M следует вводить именно это значение мощности P_* .

Если все же величина вращающего момента окажется недостаточной, то дальнейшее ее увеличение достигается выбором оптимальной величины зазора магнитной системы. Если толщина поперечного сечения рамки h , а длина d (фиг. 17), то

$$Q_p = d \cdot h.$$

Обозначим зазоры между рамкой и железом через $\frac{\delta'}{2}$, тогда полный воздушный зазор $\delta = \delta' + h$.

Заменив h через δ и δ' , получим

$$Q_p = d(\delta - \delta'). \quad (III. 5)$$

Величину δ' нельзя выбирать слишком малой, так как это может затруднить сборку прибора и привести к задеванию рамки за полюсные наконечники.

Выражение для момента M может быть переписано в виде

$$M = 10^{-4} B_0 S_p \sqrt{P} \sqrt{\frac{k_3 d}{\rho\rho}} \sqrt{\delta - \delta'}.$$

С увеличением δ момент увеличивается только до известного предела, за которым он начинает уменьшаться.

Зависимость устанавливающего момента от величины зазора приведена на фиг. 18. При $\delta = \delta'$ момент $M = 0$. При $\delta \gg \delta'$ магнитная индукция в зазоре постепенно уменьшается, что и приводит к постепенному уменьшению устанавливающего момента M .

Вращающему моменту, развиваемому рамкой, противодействует развиваемый волосками момент $M_1 = c\alpha$, где α — угол поворота подвижной системы и c — коэффициент упругости токопроводов.

Положение подвижной системы определяется уравнением $M_2 = M - c\alpha$. В момент равновесия $M_2 = 0$, т. е.

$$10^{-4} B_0 S_p \sqrt{P} \sqrt{\frac{k_3 d}{\rho\rho}} = c\alpha. \quad (III. 6)$$

Погрешности гальванометра и способы их устранения

На показания гальванометра могут влиять:

а) Магнитные и электрические поля, создаваемые другими приборами; действие их нейтрализуется экранированием.

б) Колебания питающего напряжения бортовой сети самолета, доходящие до $\pm 10\%$, которые могут привести к погрешностям показаний прибора такого же порядка. Для устранения погрешности прибор снабжают стабилизатором напряжений.

в) Трение в опорах и несбалансированность отдельных узлов и всего прибора в целом, которые могут привести к значительным погрешностям.

г) Вибрации. Влияние вибраций на положение подвижной системы устраняется введением специальных демпферов.

д) Колебания окружающей температуры, приводящие к изменению магнитного потока Φ магнита, а следовательно, и величины магнитной индукции B_0 в зазоре, к изменению модуля упругости E , сопротивления рамки R и т. д., т. е. приводящие к инструментальным температурным погрешностям.

Изменения некоторых из приведенных выше величин могут взаимно полностью или частично компенсироваться (например, изменение магнитной индукции в зазоре частично компенсируется изменением модуля упругости); изменения же других остаются нескомпенсированными и требуют введения специальных компенсирующих приспособлений.

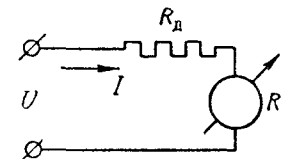
Наиболее распространенными способами температурной компенсации гальванометров являются:

1. Способ добавочного сопротивления. Последовательно с гальванометром включают добавочное сопротивление R_d (фиг. 19), изготовленное из проволоки с очень малым температурным коэффициентом (никелин, константан и т. д.). Такое сопротивление можно считать не зависящим от температуры. Ток в приборе в этом случае равен

$$I = \frac{U}{R_d + R} \quad (III.7)$$

Если $R_d \gg R$, то даже значительные изменения R не вызовут больших температурных погрешностей. Но зато чувствительность прибора значительно снизится.

2. Способ добавочного сопротивления с отрицательным температурным коэффициентом. Введение последовательно включенного сопротивления с отрицательным температурным коэффициентом, т. е. введение так называемого нейтраллизатора является наиболее современным способом температурной компенсации. Нейтраллизатор почти не вызывает потери чувствительности прибора, так как величину R_d в этом случае можно брать незначительной. Компенсация осуществляется подбором закона изменения R_d в соответствии с изменением R . Наименьшая потеря чувствительности будет в случае, когда абсолютная величина



Фиг. 19. Способ добавочного сопротивления.

R_d —добавочное сопротивление; R —сопротивление прибора; I —ток, идущий по прибору; U —питающее напряжение.

температурного коэффициента β_t нейтраллизатора превосходит величину температурного коэффициента α_t материала, из которого изготовлено сопротивление рамки гальванометра.

Такие сопротивления, применяемые все чаще, изготавливаются из селита ($\beta_t=0,01$), теллура с серебром ($\beta_t=0,012$) и т. д. Существуют сплавы, у которых абсолютная величина температурного коэффициента сопротивления в 10÷12 раз превышает величину температурного коэффициента материала рамки, например, сульфид серебра. Исследование такого рода сплавов впервые было выполнено в СССР академиком А. Ф. Иоффе.

3. Способ теплочувствительного шунта. Компенсация погрешности достигается подбором сопротивления r шунта (фиг. 20) с таким расчетом, чтобы при изменении температуры окружающего воздуха ток в рамке оставался постоянным.

Сопротивления R_1 и R_2 изготавливаются из манганина или константана.

Сопротивление r делают из меди ($\alpha_t=0,004$) или никеля ($\alpha_t=0,0052$). При этом способе компенсации чувствительность при-

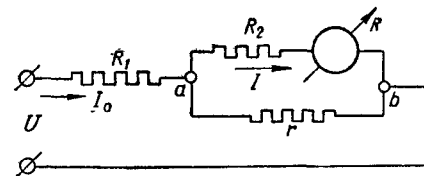
оры также значительно уменьшается. Величина тока I , проходящего по прибору, определяется соотношением

$$I = I_0 \frac{r}{R_2 + R + r} \quad (III.8)$$

где I_0 — ток от источника напряжения;
 r — сопротивление шунта;
 R — сопротивление прибора;
 R_2 — добавочное сопротивление.

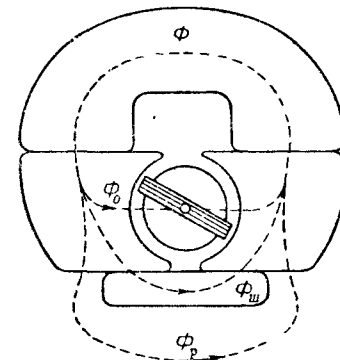
Изменением сопротивлений R_1 и R_2 можно в широких пределах регулировать прибор.

4. Способ теплочувствительного магнитного шунта. На фиг. 21 изображена термомагнитная компенсация гальванометра. Магнитный поток магнита в этом случае состоит из трех составляющих: рабочего потока Φ_0 , потока в шунте $\Phi_{ш}$ и потока рассеяния Φ_p . Магнитная индукция в зазоре B_0 . При повышении температу-



Фиг. 20. Схема температурной компенсации способом теплочувствительного шунта.

r —сопротивление теплочувствительного шунта; R —сопротивление прибора; R_1, R_2 —добавочные сопротивления; I —ток, идущий по прибору; I_0 —ток от источника напряжения U .



Фиг. 21. Термомагнитная компенсация гальванометра.

Φ_0 —рабочий магнитный поток;
 $\Phi_{ш}$ —магнитный поток через шунт; Φ_p —поток рассеяния.

ры магнитная индукция B_0 в зазоре снижается, уменьшая устанавливающий момент [см. уравнение (III.2)], действующий на подвижную систему.

Термомагнитный шунт изготавливают из материала, у которого сопротивление прохождению магнитных силовых линий увеличивается при повышении температуры (калмаллой, сплавы железа, никеля, хрома и т. д.). По мере повышения температуры магнитный поток из шунта вытесняется в рабочий зазор магнитной системы гальванометра, в результате чего и осуществляется температурная компенсация.

Наложение термомагнитного шунта влечет за собой уменьшение магнитного потока в зазоре, а следовательно, и уменьшение чувствительности прибора на 20÷30%.

Магнитоэлектрические логометры

Такие логометры представляют собой постоянный магнит, в поле которого помещаются два или больше проводника (рамки); к рамкам через специальные пружинки с очень малой упругостью подводится ток. Величина тока, подводимого к каждой из рамок, определяется характером изменения измеряемого параметра. Рамки соединяют таким образом, что направление тока в них, а следовательно, направление вращающих моментов, возникающих под действием магнитного поля на каждый из проводников, различно.

В логометрах с двумя рамками вращающие моменты действуют навстречу один другому. В приборе нет специальных устройств, создающих противодействующий момент. У гальванометров противодействующий момент, величина которого зависит от угла поворота подвижной системы, создается пружинными токоподводами. Для того чтобы положение подвижной системы логометра было устойчивым, необходимо хотя бы один из вращающих моментов, действующих на нее, поставить в зависимость не только от измеряемой величины, но и от ее положения. Без выполнения этого требования устойчивое положение подвижной системы прибора невозможно.

Устойчивое положение может быть достигнуто, например, выбором определенной закономерности распределения магнитной индукции B_0 в зазоре. При этом рамка становится как бы электрической пружиной.

Величина момента M , приложенного к подвижной системе прибора, определяется соотношением $M = M_1 - M_2$, где M_1 и M_2 — моменты, действующие на первую и вторую рамки. Эти моменты могут быть найдены из уравнений:

$$\left. \begin{aligned} M_1 &= 10^{-4} B_{0_1} S_{p_1} \omega_1 I_1 = a_1 I_1 B_{0_1}, \\ M_2 &= 10^{-4} B_{0_2} S_{p_2} \omega_2 I_2 = a_2 I_2 B_{0_2}, \end{aligned} \right\} \quad (III. 9)$$

где I_1 и I_2 — токи в первой и второй рамках; B_{0_1} и B_{0_2} — магнитная индукция в зазоре в месте расположения 1-й и 2-й рамок; для симметричных рамок $a_1 = a_2 = S_{p_1} \omega_1 = S_{p_2} \omega_2 = a$.

Следовательно, в положении равновесия, когда $M_1 = M_2$, имеем

$$I_1 B_{0_1} = I_2 B_{0_2}.$$

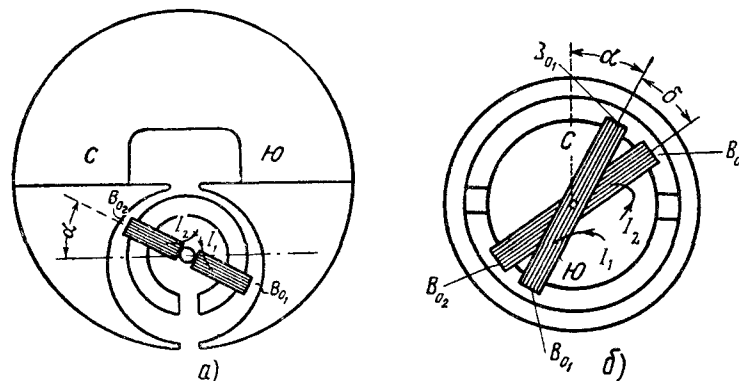
т. е.

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{B_{0_2}}{B_{0_1}}. \quad (III. 10)$$

Величины токов I_1 и I_2 меняются в зависимости от изменения измеряемой величины. Для обеспечения устойчивого равновесия подвижной системы индукция в зазоре при перемещении системы должна меняться по закону, обратному закону изменения токов.

Следовательно, рамка с большим током должна вращаться таким образом, чтобы действующий на нее момент уменьшался при уменьшении магнитной индукции в зазоре. При этом момент, действующий на рамку с меньшим током, должен увеличиваться вследствие увеличения магнитной индукции в зазоре.

У подковообразных магнитов нужный закон распределения магнитной индукции в зазоре может быть получен путем эксцентричного расположения внутреннего магнитопровода (фиг. 22) или



Фиг. 22. Логометры с двумя рамками. а — с подковообразным магнитом; б — с внутрирамочным магнитом;

α — угол поворота подвижной системы, δ — угол между рамками; I_1 — ток, идущий по первой рамке; I_2 — ток, идущий по второй рамке; B_{0_1} — магнитная индукция в месте расположения первой рамки; B_{0_2} — магнитная индукция в месте расположения второй рамки.

подбором формы полюсных наконечников. У приборов с внутрирамочным цилиндрическим магнитом задача решается проще, так как индукция в зазоре такого магнита распределяется по закону косинуса

$$\left. \begin{aligned} B_{0_1} &= B_0 \cos \alpha, \\ B_{0_2} &= B_0 \cos (\alpha + \delta), \end{aligned} \right\} \quad (III. 11)$$

где δ — угол между рамками; α — угол, характеризующий взаимное положение подвижной системы и линии полюсов магнита.

Уравнение равновесия $M_1 = M_2$ принимает вид

$$I_1 B_0 \cos \alpha = I_2 B_0 \cos (\alpha + \delta) = I_2 B_0 (\cos \alpha \cos \delta - \sin \alpha \sin \delta).$$

Отсюда

$$\begin{aligned} \cos \alpha (I_2 \cos \delta - I_1) &= I_2 \sin \alpha \sin \delta, \\ \text{tg } \alpha &= \frac{I_2 \cos \delta - I_1}{I_2 \sin \delta} = \frac{\cos \delta - \frac{I_1}{I_2}}{\sin \delta}. \end{aligned}$$

Угол поворота подвижной системы можно подсчитать с помощью выражения

$$\alpha = \arctg \frac{\cos \delta - \frac{I_1}{I_2}}{\sin \delta}. \quad (\text{III. 12})$$

Уравнение показывает, что величина угла между рамками δ влияет на значение угла поворота подвижной системы и угол δ следует выбирать таким образом, чтобы получить наибольшее значение угла α при сохранении устойчивости показаний прибора. В авиационных приборах этот угол чаще всего берут равным $\delta \div 30^\circ$.

Погрешности логометров и способы их устранения

Колебания питающего напряжения. При фиксированном значении угла δ положение подвижной системы определяется отношением токов $\frac{I_1}{I_2}$ в рамках, практически не зависящим от колебания питающего напряжения.

Температурные погрешности. Как и у гальванометра, изменение температуры окружающего воздуха вызывает температурные погрешности логометров. Для компенсации температурных инструментальных погрешностей иногда последовательно с каждой из рамок включают нейтрализатор; чаще же в общую схему прибора вводят добавочное сопротивление из двух материалов, величина сопротивления одного из которых почти не меняется при изменении температуры (константан), сопротивление же другого меняется весьма значительно (медь). Такой способ компенсации особенно распространен в мостиковых приборах.

Сравнение гальванометров и логометров позволяет прийти к следующему заключению.

Логометры имеют перед гальванометрами то преимущество, что показания их почти не зависят от колебания питающего напряжения, но чувствительность гальванометров значительно больше.

Как у логометрических (двухрамочных), так и гальванометрических приборов угол поворота стрелки не превышает 90° .

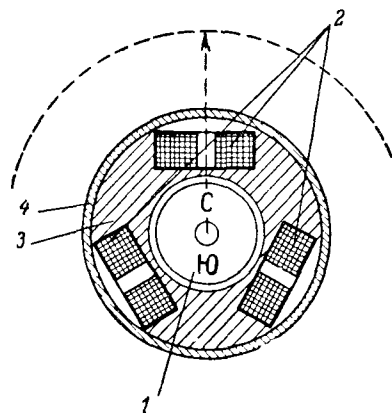
Для расширения шкалы прибора вводят полюсные наконечники специальных форм, изменяющие закон распределения магнитной индукции в зазоре; при этом угол поворота стрелки может достигнуть 270° .

Для получения шкалы в 360° пользуются логометрами с тремя рамками. Подвижными делают в одних случаях рамки, в других — магниты.

Трехкатушечный логометр с подвижным магнитом показан на фиг. 23. Для уменьшения веса миниатюрный магнит делают прессованным из специального магнитного порошка. Уменьшение размеров магнита неизбежно приводит к уменьшению магнитной индукции в зазоре. Это компенсируется значительным увеличением

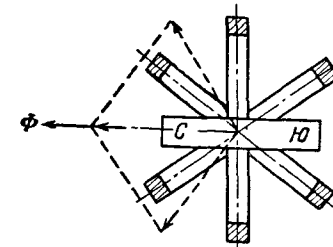
габаритов и числа витков рамок, которые, будучи неподвижными, могут быть выполнены достаточно тяжелыми и большими. Конструктивно такой прибор проще прибора с подвижными рамками. Вместо полусей подвижной рамки, монтируемых с большой точностью, в логометре с подвижным магнитом применяется сплошная ось. Отпадает необходимость в подвижных токоподводах, так как рамки неподвижны.

Недостатком этой системы является малое демпфирование из-за отсутствия подвижного металлического каркаса рамок. Это может привести к колебаниям стрелок около положения равновесия (при большой чувствительности прибора и малом устанавливаемом моменте его, когда влияние момента сил инерции может оказаться большим).



Фиг. 23. Трехкатушечный логометр с подвижным магнитом.

1—магнит; 2—катушки, 3—успокоитель, 4—экран



Фиг. 24. Схема расположения катушек логометра с тремя рамками при вращении подвижной системы на 360° .

Для демпфирования этих колебаний подвижный магнит помещают в медный или алюминиевый стаканчик, в котором наводятся вихревые токи, тормозящие колебания подвижной системы. При выключенном токе стрелка прибора возвращается в нулевое положение специальным постоянным магнитом весьма малой мощности.

Когда прибор находится под током, подвижный ротор магнита устанавливается в направлении результирующего вектора магнитного потока Φ (фиг. 24). Если рамки расположены под углом 120° , то величину магнитной индукции для каждой из рамок можно определить из формул:

$$\left. \begin{aligned} B_{0_1} &= B_0 \sin \alpha; \\ B_{0_2} &= B_0 \sin (120 + \alpha); \\ B_{0_3} &= B_0 \sin (\alpha - 120), \end{aligned} \right\} \quad (\text{III. 13})$$

где α — угол поворота стрелки прибора.

При симметричных рамках величина момента, действующего на подвижную систему, равна

$$M = a [I_1 \sin \alpha + I_2 \sin (120 + \alpha) + I_3 \sin (\alpha - 120)],$$

где

$$a = 10^{-4} S_p \omega.$$

В положении равновесия подвижной системы $M=0$.

Так как

$$\sin (120 + \alpha) = \sin 120 \cos \alpha + \cos 120 \sin \alpha = \frac{\sqrt{3}}{2} \cos \alpha + \frac{1}{2} \sin \alpha;$$

$$\sin (\alpha - 120) = \sin \alpha \cos 120 - \cos \alpha \sin 120 = -\frac{1}{2} \sin \alpha - \frac{\sqrt{3}}{2} \cos \alpha,$$

то можно написать

$$I_1 \sin \alpha = -[I_2 \sin (120 + \alpha) + I_3 \sin (\alpha - 120)] = \frac{I_2 + I_3}{2} \sin \alpha +$$

$$+ \frac{\sqrt{3}}{2} (I_3 - I_2) \cos \alpha,$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{\sqrt{3} (I_3 - I_2)}{2I_1 - (I_2 + I_3)}$$

и

$$\alpha = \operatorname{arc} \operatorname{tg} \frac{\sqrt{3} (I_3 - I_2)}{2I_1 - (I_2 + I_3)}. \quad (\text{III. 14})$$

Уравнение (III. 14) дает возможность рассчитать шкалу логометра. Показания прибора, как и в случае двухрамочного логометра, зависят от отношения токов в рамках.

Погрешности трехрамочных логометров по своему характеру и природе аналогичны погрешностям двухрамочных приборов.

§ 3. ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ДАВЛЕНИЙ И ТЕМПЕРАТУР

Мановакуумметр

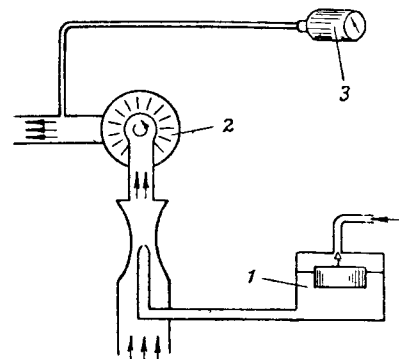
Применявшиеся несколько лет назад для контроля работы силовой установки манометрические приборы почти полностью вышли из употребления, поэтому на них мы останавливаться не будем.

Единственным манометрическим прибором, распространенным в настоящее время, является мановакуумметр — прибор для измерения давления горючей смеси во всасывающем патрубке двигателя. Этот прибор применяется в двигателях с наддувом, где для сохранения определенного состава горючей смеси, независимо от высоты полета, осуществляется принудительная подача воздуха (наддув).

Схема включения мановакуумметра приведена на фиг. 25, а кинематическая схема дифференциального мановакуумметра на фиг. 26.

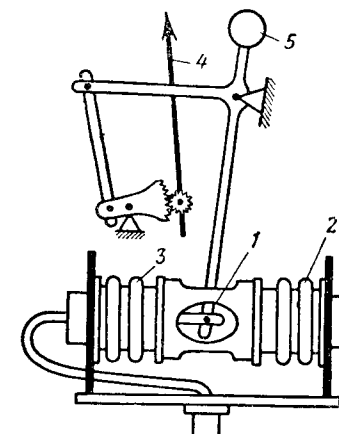
Чувствительный элемент мановакуумметров состоит из двух сильфонов 2 и 3, жестко связанных пустотелым цилиндром 1. Из сильфона 2 воздух откачан, а сильфон 3 соединен со всасывающим патрубком двигателя.

Жесткий центр сильфона 3 по мере изменения поступающего в него давления p перемещается под влиянием разности давлений $p - p_D$. Движение жесткого центра передается с помощью передаточного механизма стрелке 4 прибора.



Фиг. 25. Схема включения мановакуумметра.

1—поплачковая камера карбюратора; 2—нагреватель, 3—мановакуумметр



Фиг. 26. Кинематическая схема дифференциального мановакуумметра.

1—пустотелый цилиндр; 2 и 3—сильфоны, 4—стрелка прибора; 5—противовес.

Пока атмосферное давление p_D не меняется, сильфон 2 не деформируется, и работает только сильфон 3. По мере изменения атмосферного давления меняется величина усилия, действующего на сильфон 3 извне, и чувствительный элемент деформируется.

Погрешности в показаниях прибора не будут, так как благодаря изменению атмосферного давления и давления в корпусе прибора деформируется также и сильфон 2, компенсируя деформацию сильфона 3. Для балансировки прибора служит противовес 5.

Погрешности мановакуумметра

Вследствие изменения упругости чувствительных элементов под влиянием окружающей температуры у прибора появляется так называемая инструментальная температурная погрешность. Для ее уничтожения предусмотрена биметаллическая температурная ком-

пенсация, устройство которой рассмотрено при описании манометрических навигационно-пилотажных приборов (см. гл. IV § 1).

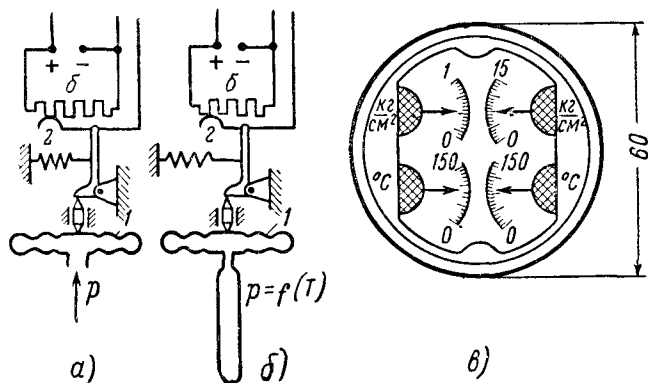
Иногда в авиации пользуются приборами с чувствительным элементом в виде гофрированной коробки. Конструкция прибора аналогична конструкции высотомера, описание которого приведено в § 1 главы IV.

В авиации для измерения давлений и температур широко применяются электромеханические комбинированные приборы.

Основными преимуществами их являются простота конструкции, удобство монтажа, надежность и компактность.

Комбинированные приборы для измерения давлений и температур

Большое распространение имеют комбинированные приборы, в указателе которых объединены 2—4 прибора; приемники делаются индивидуальными для каждой измеряемой величины. Наличие таких приборов облегчает работу экипажа самолета, так как уменьшается число объектов, по которым нужно вести наблюдения.



Фиг. 27. Схема комбинированного прибора, работающего на принципе измерения сопротивления.

а — датчик давления; б — датчик температуры; в — указатель.

Работа электромеханических приборов для измерения давлений и температур основана на изменении сопротивления в зависимости от измеряемых величин. Принципиальная схема одного из таких приборов и внешний вид указателя изображены на фиг. 27. К упругому элементу 1 в виде гофрированной коробки или сильфона подводится давление p .

Если измеряется давление, то p представляет собой измеряемую величину (давление масла, бензина, охлаждающей жидкости и т. д.). Если прибор предназначен для измерения температуры, то давление p должно быть функцией измеряемой температуры.

В этом случае прибор должен иметь устройство, воспринимающее измеряемую температуру и преобразующее ее в давление. Такое устройство может быть выполнено, например, в виде термопатрона, заполняемого лигроином, объем которого значительно меняется при изменении температуры. Внутренняя полость термопатрона сообщается с упругим чувствительным элементом, имеющим вид, например, гофрированной коробки.

По мере изменения температуры меняется объем лигроина, вызывая деформацию (ход) упругого элемента.

Прогиб упругого элемента 1 передается через передаточный механизм ползуну 2, скользящую по потенциометру. Каждому положению ползуна соответствует определенное напряжение, подводимое к указателю, выполненному в виде гальванометра или логометра. Очень часто в качестве указателя используют комбинированный логометр или гальванометр, причем в одном корпусе объединяют 3—4 указателя (фиг. 27, в).

Весьма распространены комбинированные приборы, измеряющие только давление или только температуру. Примером такого прибора может служить комбинированный дифференциальный манометр со сдвоенным или даже строенным указателем (фиг. 28).

Кроме таких приборов, для измерения температур пользуются биметаллическими термометрами, основной частью которых является биметаллическая пружина. Деформация пружины, соответствующая изменению температуры, позволяет судить о температуре (такие приборы применяются для измерения температуры наружного воздуха). Пользуются также термометрами сопротивления и термоэлектрическими термометрами.

Термометры сопротивления

Термометры сопротивления применяются на самолете для измерения температуры воздуха, масла, охлаждающей жидкости, температуры смеси в карбюраторе и т. д.

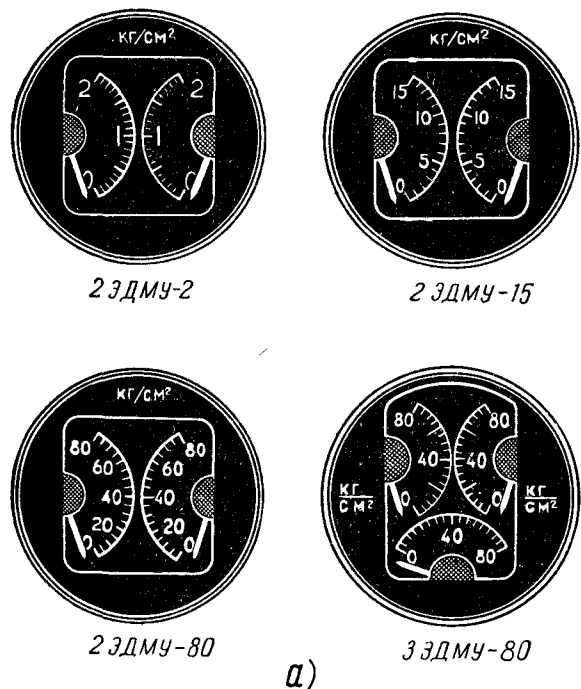
Конструктивно все перечисленные выше приборы одинаковы и отличаются только пределами измерений и величиной отдельных сопротивлений. В приборах используется зависимость сопротивления проводника от температуры, подчиняющаяся закону

$$R_T = R_0(1 + \alpha_t \Delta T), \quad (\text{III. 15})$$

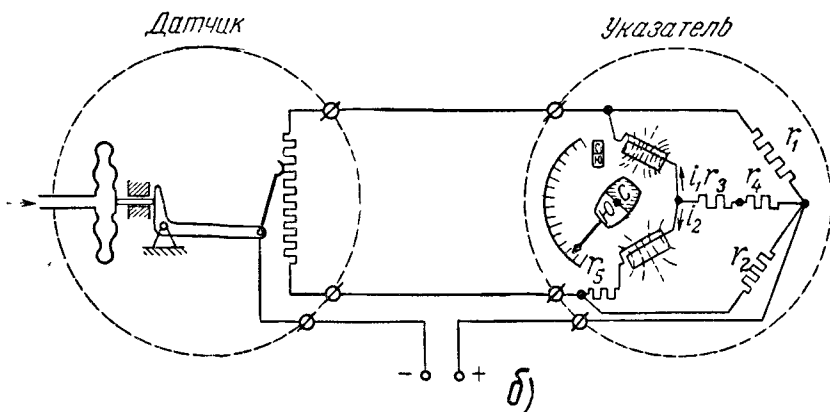
где R_T и R_0 — сопротивления при температурах T и T_0 , связанных зависимостью $\Delta T = T - T_0$;

α_t — температурный коэффициент сопротивления; для меди и никеля, применяемых в этих приборах, коэффициент $\alpha_t = 0,004 \div 0,0068$.

Прибор собирается по мостиковой схеме (фиг. 29). Одно плечо, представляющее собой датчик, устанавливаемый в месте измерения,



а)

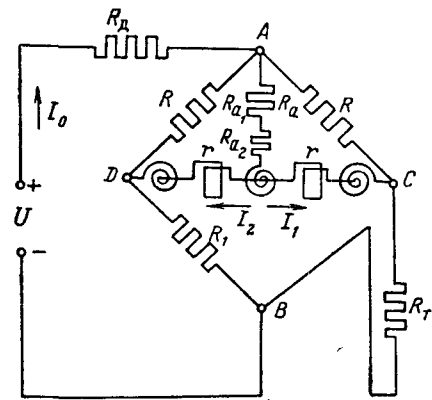


Фиг. 28. Электрический дистанционный манометр типа ЭДМУ.
а — внешний вид; б — схема.

изготавливается из теплочувствительного материала с сопротивлением R_T , величина которого при нагревании на 1°C меняется примерно на $0,4\%$. Три других сопротивления монтируются в указателе. Они изготавливаются из материала с очень малым температурным коэффициентом (константан, манганин).

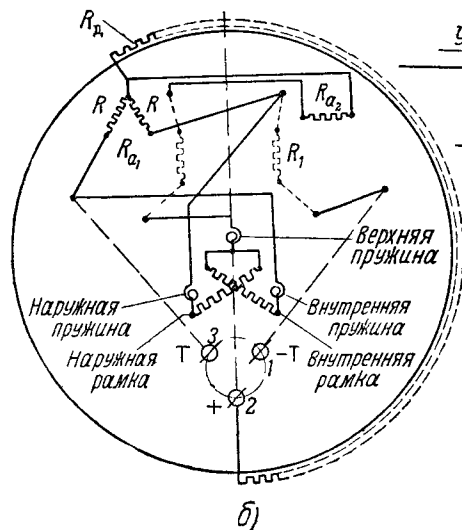
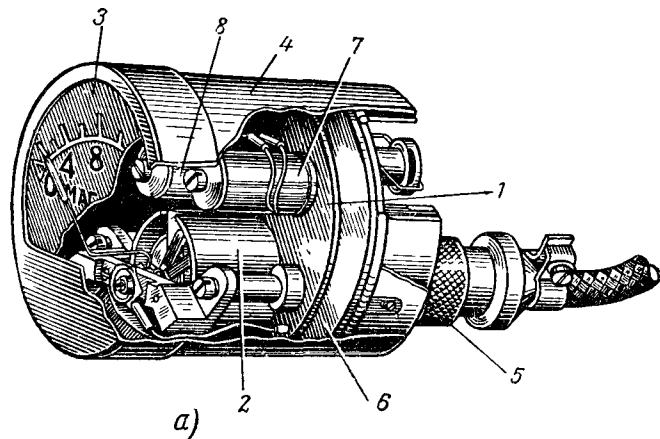
Обычно два из этих сопротивлений (R) берут одинаковыми по величине, а третье (R_1) выбирают таким образом, чтобы в равновесном состоянии моста было $R_{\text{равн}} = R_1$. В одну диагональ моста включается гальванометр или логометр (в данном случае логометр), а в другую — источник питания. Сопротивление R_d снижает напряжение бортовой сети самолета до нужного значения. Сопротивление R_a вводится с целью получения в рамках логометра токов разной величины и направления. Это сопротивление делают составным из меди R_{a1} и манганина R_{a2} , благодаря чему осуществляется температурная компенсация ($R_a = R_{a1} + R_{a2}$).

В равновесном состоянии моста, соответствующем некоторой температуре $T_{\text{равн}}$ справедливо равенство $RR_1 = RR_{\text{равн}}$; при этом ток в рамках логометра одинаков по величине, но различен по направлению. Допустим, что величина этого тока I . При всяком другом значении температуры в месте измерения по одной рамке логометра течет ток $I_1 = I + i$, а по другой ток $I_2 = I - i$; где i — ток, возникающий в результате изменения сопротивления R_T приемника по мере изменения измеряемой температуры. В зависимости от отношения токов I_1 и I_2 стрелка указателя устанавливается в определенное положение. Шкалы таких приборов никогда не имеют делений, превышающих 160°C . Это объясняется тем, что применяемые в приемниках медные и никелевые сопротивления не могут работать при высоких температурах из-за изменения их характеристик в связи с окислением. Внешний вид указателя термометра сопротивлений изображен на фиг. 30, а, а схема соединения сопротивлений в нем на фиг. 30, б. Схема приемника термометра сопротивлений показана на фиг. 31. Медная проволока диаметром $0,05 \div 0,07 \text{ мм}$ в эмалевой изоляции наматывается на изолированную бумагой пустотелую металлическую трубку 2, покрывается лаком и устанавливается в защитную латунную трубку 1. В процессе работы прибора необходимо предусмотреть

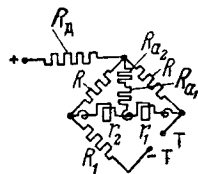


Фиг. 29. Логометрический термометр сопротивлений.

R_T — сопротивление приемника; r — сопротивление рамки логометра; R и R_1 — сопротивление плеч моста; R_d — добавочное сопротивление; $R_a = R_{a1} + R_{a2}$ — компенсационное сопротивление; I_0 — ток, потребляемый от источника напряжений; I_1 , I_2 — ток в рамках логометра; U — напряжение, подаваемое источником питания.



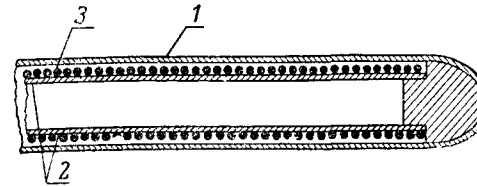
Условные обозначения
 — Сопротивления и монтажные провода, расположенные с передней стороны доннышка.
 — Монтажные провода, впрыснутые в доннышко
 — Сопротивления и монтажные провода, расположенные с задней стороны доннышка



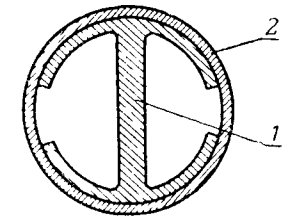
Фиг. 30. Электрический термометр сопротивления

1—панель, 2—логометр, 3—шкала, 4—корпус, 5—штепсельная розетка;
 6, 7 и 8—сопротивления
 а—указатель
 б—схема соединения сопротивлений на панели указателя

хороший тепловой контакт между теплочувствительным сопротивлением 3 и средой, температура которой измеряется. Для улучшения этого контакта вместо трубки 2 иногда применяют пластинку, кото-

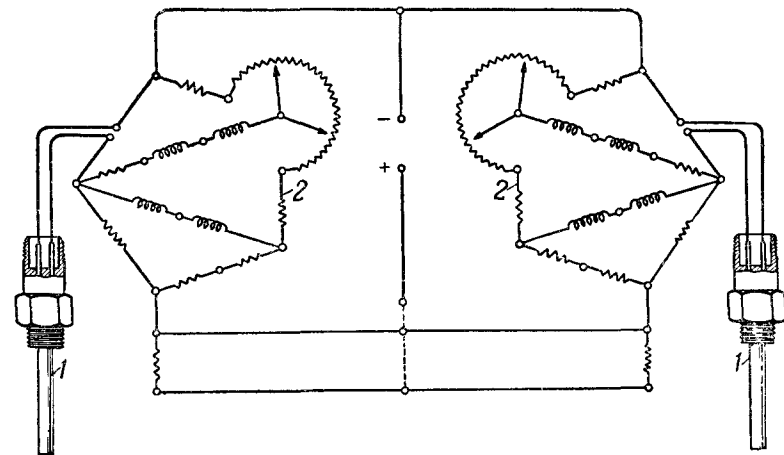


Фиг. 31. Схема приемника термометра сопротивления.
 1—защитная трубка; 2—внутренняя трубка, 3—проволочное сопротивление



Фиг. 32. Контактная пластина термометра сопротивления.
 1—пластинка, 2—защитная трубка

рой придают форму, изображенную на фиг. 32. Приливы пластинки 1 прижимаются к защитной трубке 2. При конструировании прибора необходимо учитывать и устранять возможность изменения сопротивления R_T под влиянием нагрева током.



Фиг. 33. Принципиальная схема универсального двояного электрического термометра сопротивления для многомоторных самолетов.

Для измерения температуры воды, масла, воздуха и т. п. на двух- и четырехмоторных самолетах применяется универсальный двояный термометр сопротивления (фиг. 33). Датчики 1 термометра, не

отличающиеся от датчиков обычных термометров сопротивлением, устанавливаются в месте, температуру которого надо контролировать.

Указатель имеет два независимых логометра 2 и две шкалы, градуированные от -50 до $+150^\circ\text{C}$. Подвижный магнит монтируется внутри двух пар катушек, расположенных под углом 120° . На магнит действует электромагнитное поле обеих пар катушек. При низких температурах ток в первой паре катушек меньше, а во второй больше. В этом случае преобладает действие второй пары, отклоняя магнит и стрелку вниз. При увеличении температуры ток в первой паре возрастает, во второй уменьшается, и стрелка отклоняется вверх.

Переменное сопротивление предназначено для регулирования чувствительности и для установки на нуль.

Указатель и датчик присоединяются к соединительным проводам при помощи штепсельных разъемов.

Погрешности термометра сопротивления

Причиной методической температурной погрешности является нагрев сопротивления теплочувствительного элемента проходящим по нему током.

Инструментальные погрешности вызываются:

- а) Влиянием температуры окружающей среды на характеристики упругих элементов, сопротивления рамок и т. п.
- б) Затираниями, неправильной величиной зазоров, шкаловыми погрешностями и погрешностями, создаваемыми неуравновешенностью деталей.

Погрешность от затираний является следствием относительно большого трения в цапфах осей, шарнирных соединениях и т. д. Погрешность от зазоров объясняется слабостью волоска, выбирающего зазоры в передаточном механизме прибора.

Шкаловыми погрешностями называются погрешности регулировки механизма и разметки шкалы, т. е. несоответствия угла поворота стрелки делениям шкалы.

Неуравновешенность деталей передаточного механизма может вызвать изменение показаний при наклоне прибора и колебания стрелки при вибрации.

- в) Колебаниями питающего напряжения

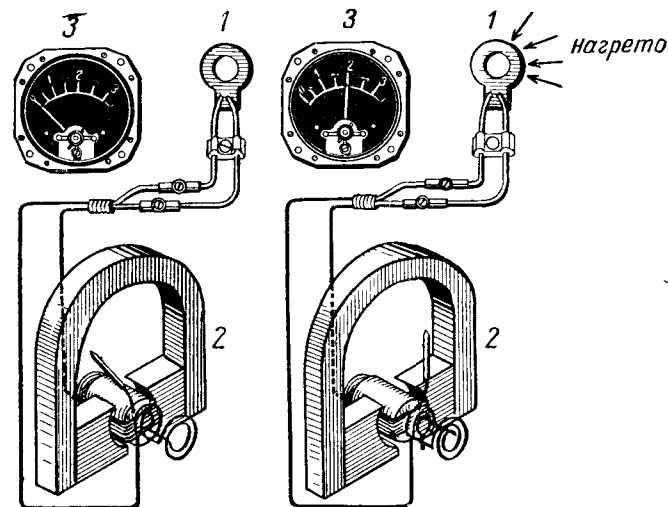
По техническим требованиям на приборы погрешность их показаний при постоянно действующей вибрации и нормальной температуре не должна превышать $\pm 2,5\%$ номинального значения шкалы; при $T = +50^\circ\text{C}$ эта погрешность может достигать до $\pm 5\%$ и при $T = -60^\circ\text{C}$ она достигает $\pm 6\%$ номинального значения.

Погрешность двоиного термометра сопротивления с логометрическими указателями по всей шкале не превышает 6°C .

Термоэлектрические термометры

Термоэлектрические термометры применяются для измерения высоких температур, например, температуры головок цилиндров у двигателей внутреннего сгорания воздушного охлаждения, температуры выходящих газов реактивного двигателя и т. д.

Действие термоэлектрических термометров основано на использовании термоэлектродвижущей силы, возникающей в двух спаянных концами разнородных проводниках при создании в месте спайки разности температур ΔT (фиг. 34). Явление это было



Фиг. 34. Схема термоэлектрического термометра.

1—приемная шайба; 2—гальванометр; 3—указатель.

впервые открыто в 1756 г. русским академиком Ф. У. Эпинусом и затем в середине XIX столетия подробно исследовано М. П. Авенариусом. В СССР большие работы в этой области проводились и проводятся П. И. Бахметьевым, И. И. Боргманом и др.

Если температура на одном конце спая неизменна, то величина термоэлектродвижущей силы зависит при выбранном материале термопары только от температуры другого конца.

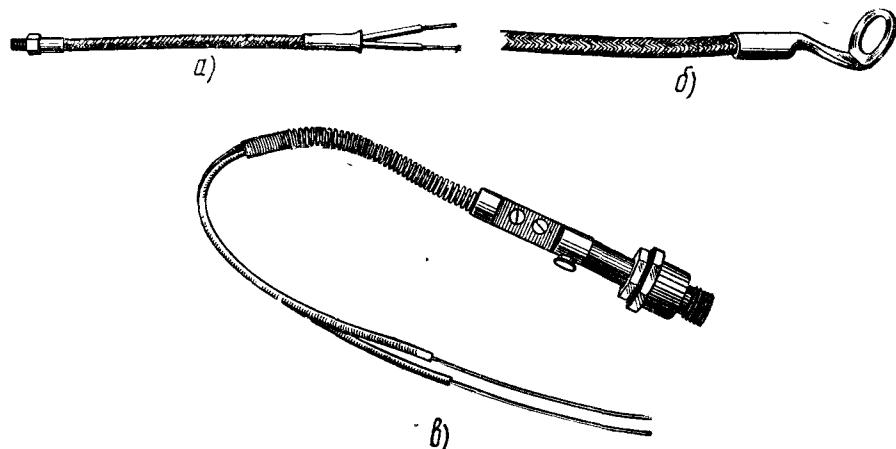
В авиационных приборах температуру в кабине летчика, в которой установлен указатель и расположен так называемый «холодный» конец термопары, считают постоянной. Следовательно, показания прибора зависят от температуры «горячего» конца, соединенного с датчиком прибора. Наиболее распространенные материалы термопар приведены в табл. 2.

При $\Delta T = 300^\circ\text{C}$ термоэлектродвижущая сила хромель-копелевой термопары равна 20 мв, термоток направлен от положительного (хромелевого) электрода к отрицательному (копелевому). Так как

Таблица 2

Материалы термопар	ΔT в °C	Термоэлектро- движущая сила в мВ
Никель—нихром	1000	42
Хромель—алюмель	1000	40
Железо—константан	500	27
Хромель—копель	500	40

термотоки, возникающие при работе прибора, малы, то измеритель должен обладать большой чувствительностью; поэтому в качестве измерителя используют гальванометр с внутрирамочным магнитом.



Фиг. 35. Формы термоэлектродов.

a — термопара с ввинчиваемым в металлическую стенку спаем, *b* — термопара в виде шайбы; *в* — свеча с термопарой

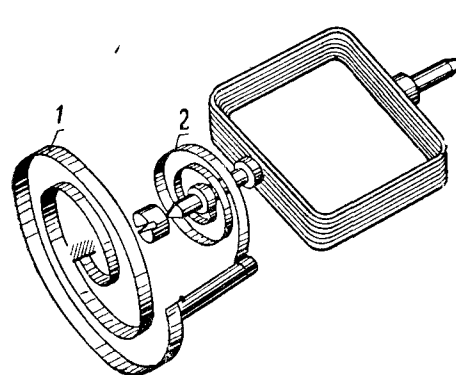
Форма термоэлектродов может быть самой разнообразной; в зависимости от места установки это может быть шайба с двумя термоэлектродами, два конца, ввинченные в металлическую стенку, и т. д. (фиг. 35).

Погрешности термоэлектрических термометров

Методическая погрешность возникает вследствие непостоянства температуры «холодного» конца и связанного с ним изменения термоэлектродвижущей силы.

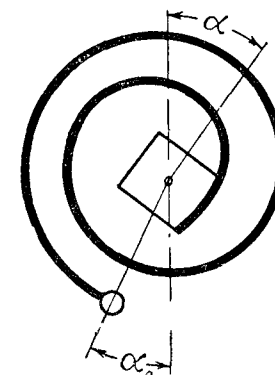
Для устранения этой погрешности можно либо ввести дополнительные термопары, создающие противоэлектродвижущие силы,

либо дополнить конструкцию указателя устройством, корректирующим его показания в зависимости от значения окружающей температуры. Таким устройством может быть биметаллическая спираль 1, которая по мере изменения температуры изменяет положение конца волоска 2 (фиг. 36). Момент волоска $M_1 = c(\alpha - \alpha_0)$ (фиг. 37).



Фиг. 36 Биметаллическая компенсация термоэлектрического термометра.

1 — биметаллическая спираль; 2 — волосок.



Фиг. 37 Волосок с перемещаемой точкой закрепления.

α — угол закручивания волоска вследствие изменения измеряемой величины; α_0 — угол поворота волоска вследствие деформации биметаллической пружины.

Инструментальные погрешности вызываются изменением сопротивления гальванометра, проводов и т. д. в зависимости от изменения температуры среды, окружающей указатель. Компенсация температурной погрешности осуществляется нейтрализатором.

Кроме того, инструментальные погрешности возникают в результате затирания неправильных зазоров и т. д.

Общая погрешность прибора (ТЦТ—9) при постоянно действующей вибрации не должна превышать:

$$\begin{aligned} & \pm 8^\circ \text{C при } t = 20^\circ \text{C,} \\ & \pm 15^\circ \text{C при } t = 50^\circ \text{C,} \\ & \pm 24^\circ \text{C при } t = -60^\circ \text{C.} \end{aligned}$$

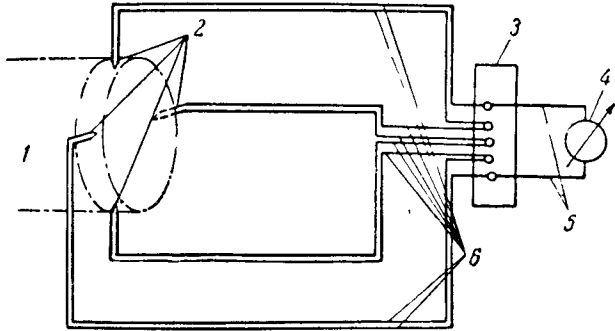
Термоэлектрический термометр для измерения температуры выходящих газов реактивного двигателя

Особенность измерения температуры рабочих газов в турбореактивных двигателях состоит в том, что область измерения велика и температура в разных ее точках может быть неодинаковой. Чтобы правильно судить о температуре, ее измеряют в нескольких точках, а затем определяют среднее значение этих измерений.

Принципиальная схема термоэлектрического термометра дана на фиг. 38.

В четырех точках реактивного сопла установлены термоэлектрические датчики 2 (горячие концы); холодные концы термопар выведены в соединительную коробку 3, где они включаются последовательно друг с другом. Два свободных конца подключены к гальванометрическому указателю 4 медными проводами 5.

В каждом термоэлементе возникает термоэлектродвижущая сила, пропорциональная температуре измеряемой точки. На концах проводов 5, выведенных к указателю, действует суммарная термо-



Фиг. 38. Схема термоэлектрического термометра для турбореактивного двигателя.

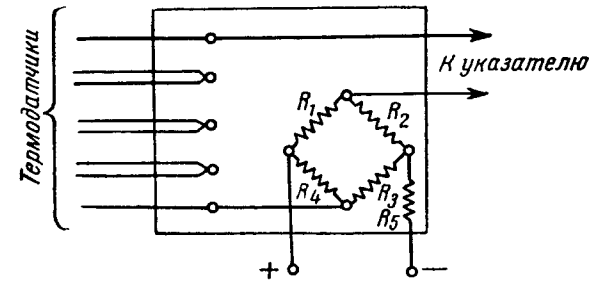
1—реактивное сопло; 2—термоэлектрические датчики; 3—соединительная коробка; 4—указатель; 5—медные провода; 6—термоэлектродные провода.

электродвижущая сила четырех термопар. Указатель градуирован в значениях одной четверти суммарной температуры одной термопары и его показания соответствуют средней температуре четырех точек измерения.

Изменение температуры холодного конца спая приводит к методической температурной погрешности, которая компенсируется тем или иным способом. Иногда применяется мостовая температурная компенсация, схема которой приведена на фиг. 39.

Два плеча моста R_1 и R_3 изготовлены из манганина, сопротивление которого практически не зависит от температуры, а два плеча R_2 и R_4 — из меди, т. е. из материала, сопротивление которого изменяется с изменением температуры. При нулевой температуре все сопротивления равны и мост уравновешен. Изменение температуры нарушает равновесие моста и вызывает на его диагонали добавочное (компенсационное) напряжение, алгебраически складывающееся с термоэлектродвижущей силой термопар. Предел измерения температур $300 \div 900^\circ \text{C}$. При конструировании таких приборов особое внимание обращается на коррозионную устойчивость и

электрическую прочность элементов датчика, работающего при высоких температурах; очень важно также обеспечить точность изме-



Фиг. 39. Мостовая компенсация изменения температуры холодных концов спаев.

Сопротивления R_1 и R_3 не зависят от температуры. Сопротивления R_2 и R_4 меняются с изменением температуры.

рения высоких температур. Это достигается подбором термопар, мало чувствительных к низким температурам (ниже 300°C).

§ 4. ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ КОЛИЧЕСТВА И РАСХОДА ТОПЛИВА

Поплавковые топливомеры

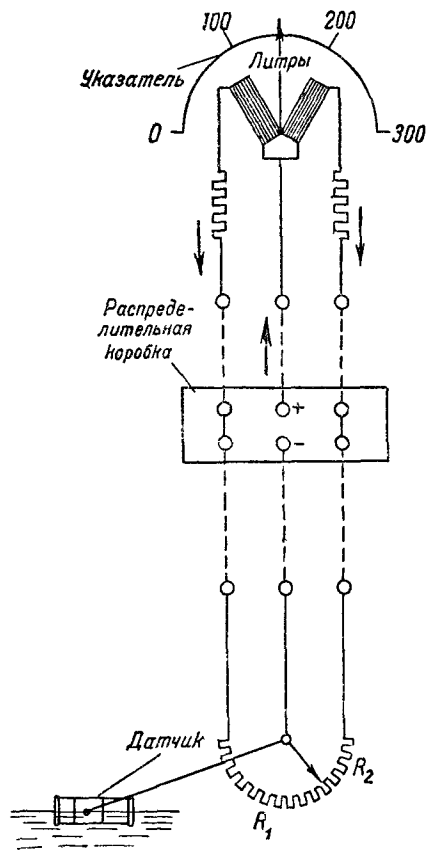
Приборы, предназначенные для измерения количества топлива в баках самолета, называются *топливомерами*. Конструкция масломеров, контролирующих запас масла на самолетах, аналогична конструкции топливомеров. Такая же схема может быть применена для измерения запасов окислителя в жидкостном реактивном двигателе и т. д. Широко распространены приборы, основанные на измерении объема топлива с помощью поплавка.

Так как топливные баки расположены на большом расстоянии от приборной доски, то к прибору предъявляется требование дистанционности. В настоящее время применяются не только топливомеры, измеряющие запас топлива в одном баке, но и приборы, контролирующие запас топлива во всех бензиновых баках, так называемые суммирующие топливомеры.

Работа дистанционных топливомеров основана на преобразовании неэлектрической величины, а именно высоты уровня топлива, в электрическую величину, воздействующую на гальванометрический или логометрический указатель.

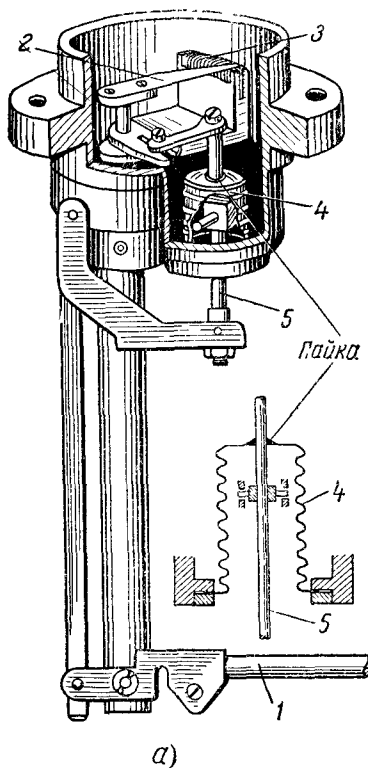
Поплавковый топливомер выполнен по мостовой схеме и состоит из датчика и указателя, соединенных дистанционной связью (фиг. 40).

Датчик (фиг. 41, а) устанавливается в топливном баке и состоит из погруженного в бак поплавка, рычаг 1 которого перемещается по мере израсходования топлива. Перемещения рычага передаются

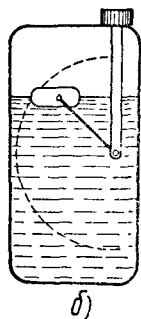


Фиг. 40. Схема поплавкового топливомера.

R_1 и R_2 —сопротивления плеч потенциометра.



а)



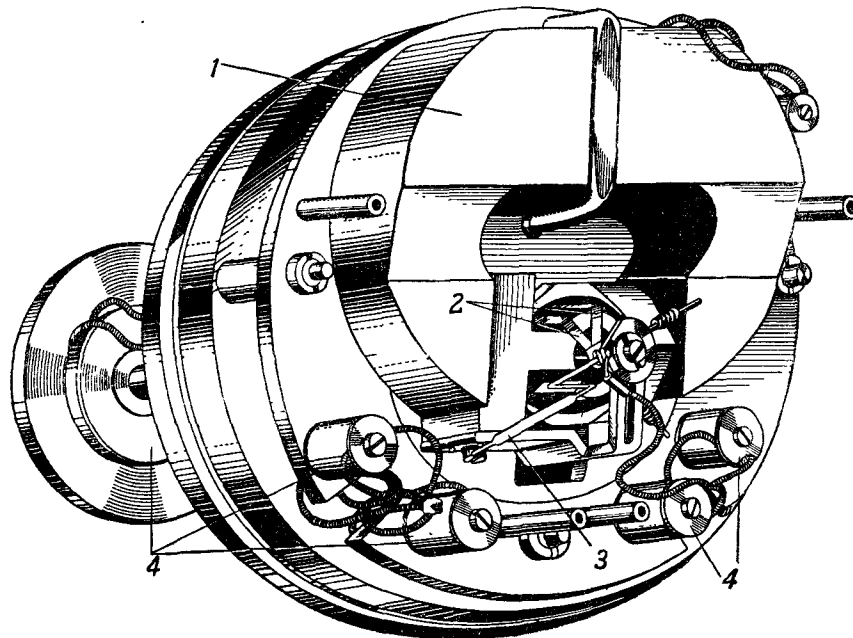
б)

Фиг. 41. Датчик поплавкового топливомера.

а—схема работы датчика.

1—рычаг поплавка; 2—ползунок потенциометра; 3—потенциометр; 4—гофрированная коробка; 5—качающийся рычаг
б—датчик поплавкового топливомера в узком длинном баке.

ползунку 2, скользящему по потенциометру 3, меняя соотношение сопротивлений плеч потенциометра R_1 и R_2 . Гофрированная коробка 4, сквозь которую проходит качающийся рычаг 5, предотвращает возможность проникновения паров топлива из топливного бака к потенциометру. Благодаря упругости коробки 4, рычаг 5 имеет возможность перемещаться при перемещении рычага поплавка 1, смещая ползунки потенциометра.



Фиг. 42. Указатель топливомера (шкала снята).

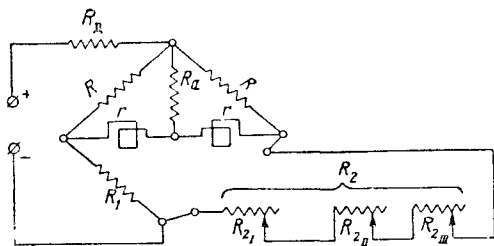
1—магнит, 2—подвижные рамки, 3—стрелка прибора, 4—сопротивления

Применение такого датчика неудобно в случае, когда топливный бак имеет удлиненную узкую форму (фиг. 41, б).

Указатель поплавкового топливомера выполнен в виде логометра с двумя рамками (или гальванометра). Расположение сопротивлений на панели указателя видно на фиг. 42.

Топливные баки самолетов различны по форме, поэтому топливомерам, обслуживающим самолет данного типа, присваивается определенная марка, и такой топливомер пригоден только для этого типа самолета. В зависимости от формы бака меняется форма потенциометра датчика. Для уменьшения влияния внешних магнитных полей на прибор и для устранения влияния этого прибора на другие применен магнитный экран в виде железного кожуха, надеваемого на корпус топливомера.

Схема суммирующего топливомера изображена на фиг. 43. Сопротивления R_{2I} , R_{2II} , R_{2III} подобраны так, что изменение их величины по мере движения ползунка соответствует уровню топлива в баке. В комплект прибора входит переключатель, с помощью которого топливомер переключается на измерение количества топлива во всех баках. В этом случае все сопротивления R_{2I} , R_{2II} , R_{2III} включаются последовательно; в случае измерения количества топлива в отдельных баках все датчики, кроме установленного на том баке, количество топлива в котором измеряется, закорачиваются.



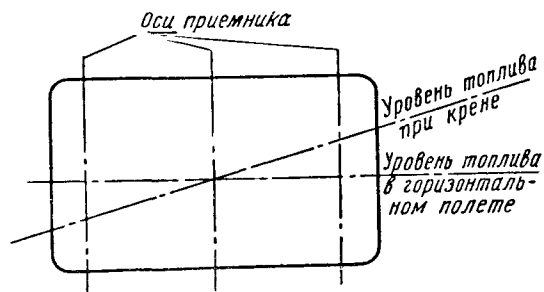
Фиг. 43. Схема суммирующего топливомера.

R_{2I} , R_{2II} , R_{2III} — сопротивления датчиков,

установленного на том баке, количество топлива в котором измеряется, закорачиваются.

Погрешности топливомеров

а) Методические погрешности вызываются поперечными и продольными кренами самолета, а также влиянием ускорений самолета, действующих на топливо в баках. При наклонах бака вместе с самолетом (фиг. 44) в зависимости от места распо-



Фиг. 44 Погрешность, вызываемая наклоном бака.

ложения поплавка показания топливомера при одном и том же запасе топлива будут различны. Наименьшая величина погрешности соответствует случаю, когда поплавков расположен в середине бака. Такое же влияние на погрешность прибора вызывают ускорения, изменяющие уровень топлива.

Причиной методических погрешностей могут быть также отклонения формы, размеров и установки бака от расчетных.

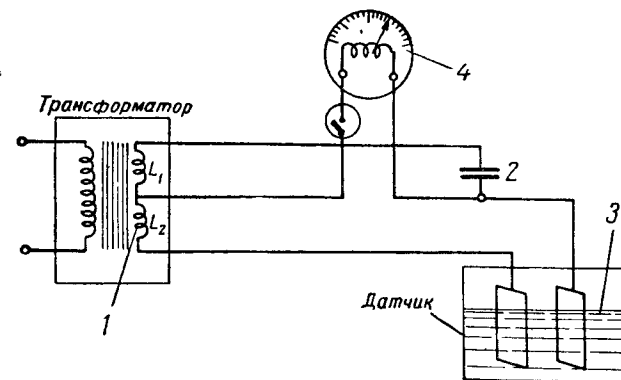
б) Инструментальные погрешности топливомеров можно разделить на температурные погрешности, шкаловые по-

грешности, погрешности, вызываемые затираниями, неправильными зазорами, непостоянством подаваемого напряжения и т. д. Погрешности компенсируются и устраняются теми же методами, что и у термометров сопротивления.

Суммарная погрешность по всей шкале прибора не превышает 7% номинального значения.

Электрические емкостные топливомеры

В последнее время все большее распространение получают емкостные топливомеры, основанные на применении моста переменного тока (фиг. 45). Мост составлен из индуктивностей 1 (обмотки трансформатора), постоянной емкости 2 и переменной емкости датчика 3, представляющего собой конденсатор. В диагональ моста через выпрямитель включается гальванометр 4. Напря-



Фиг. 45. Принципиальная схема емкостного топливомера.

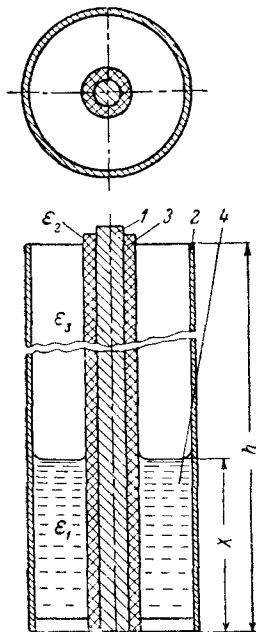
1 — индуктивности, 2 — постоянная емкость; 3 — переменная емкость датчика; 4 — гальванометр.

жение в диагонали моста усиливается электронным усилителем. Питается мостик переменным током повышенной частоты (400—1500 гц) от лампового генератора, который, в свою очередь, получает питание от бортовой сети самолета через вибропреобразователь.

При равновесном состоянии моста, которое соответствует моменту, когда топлива в баках нет (или когда топливо полностью заполняет бак), ток в диагонали моста отсутствует и стрелка прибора стоит на нуле. Заполнение бака топливом (или во втором случае расходование топлива) приводит к изменению емкости конденсатора, так как диэлектрические постоянные жидкости и воздуха различны. Изменение емкости датчика (увеличивающейся по мере заполнения бака топливом) приводит к разбалансированности моста.

В диагонали появляется ток, величина которого пропорциональна емкости датчика, а следовательно, и уровню топлива в баке. Наибольшее отклонение стрелки соответствует полностью заполненному баку.

Датчик емкостного топливомера, изображенный на фиг. 46, представляет собой цилиндрический конденсатор с внутренним 1 и внешним 2 электродами (в высоких и узких баках внешним электродом может служить стенка бака), между которыми имеется изоляционный слой. Между изоляционным слоем и внешним электродом находится жидкость, уровень которой измеряется.



Фиг. 46 Схема датчика емкостного топливомера

1—внутренний электрод, 2—внешний электрод; 3—изоляция; 4—топливо $\epsilon_1, \epsilon_2, \epsilon_3$ —диэлектрические постоянные жидкости материала изолятора и смеси паров жидкости и воздуха; h —полная высота цилиндра датчика; x —высота уровня жидкости.

Указатель емкостного топливомера может быть выполнен в виде магнитоэлектрического указателя, присоединенного через выпрямитель, или в виде непосредственно присоединенного ферродинамического указателя.

В последнее время стали применять электроемкостные топливомеры, основанные на применении с а м о б а л а н с и р у ю щ и х с я мостов переменного тока.

Преимуществами емкостного датчика являются простота конструкции, а также малые размеры, позволяющие в одном баке установить несколько датчиков и снимать с них осредненные показания. Показания емкостного топливомера незначительно зависят от кренов или от изменения углов тангажа самолета. Кроме того, на показания таких приборов меньше влияет изменение температуры окружающего воздуха, так как при ее изменении одновременно меняются объем топлива и диэлектрическая постоянная.

Емкостный датчик может быть с успехом применен в случаях, когда жидкость является электропроводящей или химически активной (что особенно важно для жидкостных реактивных двигателей, у которых необходимо контролировать запас окислителя).

К недостаткам емкостных топливомеров нужно отнести влияние на точность измерения емкости соединительных проводов, вследствие чего приходится применять специальные экранированные провода или специальные схемы включения; недостатком является также сравнительная сложность указателя.

В таких приборах в качестве указателей применяются асинхронные электродвигатели, работающие от усиленных сигналов напряжения, снимаемых с диагонали мостика.

Приборы, измеряющие расход топлива

Контроль расхода топлива необходим для оценки эффективности работы авиационного двигателя, а также расхода окислителя в реактивных двигателях.

Существуют расходомеры, определяющие общий расход жидкости в $кг$ или $л$, так называемые с у м м и р у ю щ и е расходомеры, а также расходомеры, определяющие мгновенный или часовой расход жидкости в $л/час$.

Применяемые в настоящее время расходомеры основаны главным образом на одном из следующих трех способов измерения:

1. Измерение гидродинамического давления жидкости (дроссельные расходомеры).
2. Непосредственное измерение скорости потока жидкости в трубопроводе (объемные расходомеры).
3. Измерение числа последовательно передаваемых равных объемов жидкости (скоростные расходомеры).

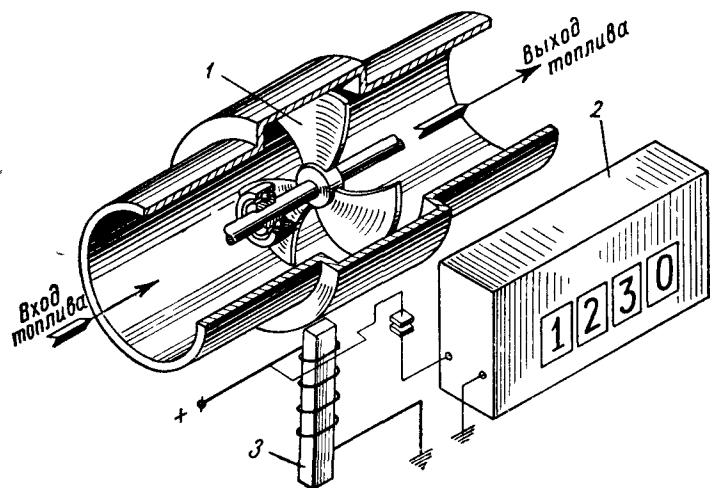
При первом способе в поток жидкости вводится дросселирующий орган, например, трубка Вентури, диафрагма и т. п. Наличие этого органа приводит к образованию разности давлений, зависящей от скорости потока. Это позволяет градуировать измерительный прибор в единицах скорости или расхода.

Показания манометра с помощью дистанционной связи могут быть переданы на значительные расстояния.

В скоростных и объемных расходомерах в качестве чувствительного элемента часто используется крыльчатка. Скорость вращения ненагруженной крыльчатки пропорциональна скорости потока жидкости. Скорость вращения крыльчатки может быть передана с помощью дистанционной связи на указывающий прибор, градуированный в единицах расхода.

Если скорость потока жидкости величина постоянная или во всяком случае известная, то при каждом обороте вертушки проходит дозированный объем топлива. С осью вертушки через гофрированную пружину можно связать контакт электрического прерывателя, подающий импульсы электрического тока в указатель. Объем пропущенного топлива пропорционален числу импульсов. Прибор, определяющий количество израсходованного топлива, так называемый суммарный расходомер, состоит из импульсного датчика магнитного типа и из указателя-счетчика. Схема импульсного датчика магнитного суммарного расходомера изображена на фиг. 47. Магнитный датчик состоит из крыльчатки, заключенной в трубу.

Лопастки крыльчатки 1 сделаны из магнитной стали и намагничены. При вращении крыльчатки в катушке импульсного реле 3 индуцируется переменная ЭДС. Электрические импульсы, получающиеся в импульсном реле, подаются к счетчику, показания которого пропорциональны общему числу импульсов за время полета, т. е. объему жидкости, прошедшей через мерное сечение. Импульсный магнитный расходомер может служить также для измерения мгновенного расхода, если в качестве указателя использовать гра-



Фиг. 47. Схема импульсного датчика магнитного суммарного расходомера.

1—крыльчатка, 2—указатель; 3—импульсное реле.

дуированный в единицах мгновенного расхода частотомер, определяющий частоту импульсов.

Кроме описанного существует еще большое количество разнообразных типов расходомеров; все большее распространение получают комбинированные расходомеры, предназначенные для одновременного измерения суммарного и мгновенного расхода.

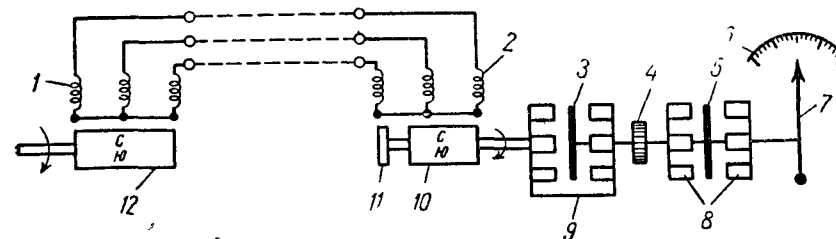
§ 5. ТАХОМЕТРЫ

Приборы, предназначенные для измерения скорости вращения двигателя, турбины и т. д., называются тахометрами:

Весьма распространенным в авиации типом тахометра является *электромагнитный тахометр*, состоящий из датчика, установленного в непосредственной близости к авиадвигателю (или турбине), ме-

ханически связанного с ним указателя, установленного на приборных досках летчика и бортового инженера, и системы проводов, соединяющих датчик с указателем (фиг. 48).

Датчик представляет собой генератор трехфазного переменного тока типа 4УГ1-48. Ротор 12 выполнен в виде постоянного магнита из высококоэрцитивного сплава «алнико». Статор, набранный из листов трансформаторной стали толщиной 0,5 мм, несет на себе четырехполюсную трехфазную обмотку 1, соединенную в звезду. На внешнюю линию обмотка статора выводится через трехштырь-



Фиг. 48. Принципиальная схема электромагнитного тахометра.

1—обмотка статора генератора датчика; 2—обмотка статора синхронного двигателя указателя; 3—чувствительный элемент; 4—спиральная пружина; 5—алюминиевый диск магнитного успокоителя; 6—шкала; 7—стрелка; 8—узел магнитного успокоителя; 9—магнитный узел тахометра; 10—постоянный магнит ротора синхронного двигателя указателя; 11—диск; 12—ротор генератора.

ковый штепсельный разъем. Трехфазный ток датчика питает синхронный электродвигатель указателя, число оборотов которого пропорционально частоте питающего тока, а значит и числу оборотов авиационного двигателя.

Обмотка 2 статора электродвигателя указателя аналогична обмотке 1 генератора. Ротор двигателя указателя комбинированный. Он состоит из двух крестовидных постоянных магнитов 10, изготовленных из медно-кобальтового сплава с большой остаточной индукцией, и из металлического диска 11 из немагнитного металла.

Ротор двигателя показан на фиг. 49.

При быстром вращении магнитного поля статора магнит 2 вначале вследствие инерции не может следовать за ним. Однако вращающее поле индуцирует в диске 1 токи, которые взаимодействуют с полем, вызывая механический момент, направленный в сторону вращения поля. Под действием этого момента ротор начнет вращаться. При приближении к синхронной скорости магнит 2 будет втягиваться в синхронное вращение. Чтобы облегчить начальное движение магнита при малых скоростях вращения, его устанавливают на втулке и соединяют с осью пружиной 3, допускающей поворот магнита со втулкой относительно вала ротора на 360° . Назначением металлического диска 1, жестко соединенного с валом ротора, является облегчение вхождения электродвигателя в син-

хронизм на большом числе оборотов и предотвращение проскальзывания ротора при резком изменении числа оборотов датчика тахометра.

На выходном конце вала электродвигателя жестко укреплен магнитный узел 9 тахометра (см. фиг. 48), состоящий из двух плат с запрессованными в них цилиндрическими постоянными магнитами, смонтированных таким образом, что противоположные полюса магнитов расположены друг против друга. Чувствительным элементом служит алюминиевый диск 3 с малым температурным коэффициентом сопротивления, установленный в воздушном зазоре магнитного узла между торцами цилиндрических магнитов. Чувствительный элемент связан со стрелкой 7, жестко закрепленной на его оси.

Фиг. 49. Ротор двигателя указателя тахометра.

1—диск из немагнитного металла; 2—звездообразный магнит, 3—пружина

При вращении магнитного узла 9 тахометра вместе с ротором двигателя в чувствительном элементе возникают вихревые токи, величина которых пропорциональна скорости вращения ротора двигателя указателя, а следовательно, и скорости вращения авиационного двигателя. Взаимодействие вихревых токов с магнитным полем магнитов, запрессованных в плате магнитного узла 9, создает механический момент, действующий в направлении вращения магнитного узла 9 и пропорциональный его угловой скорости. Если магнит вращается со скоростью n об/мин, то на чувствительный элемент 3 действует момент

$$M_d = an,$$

где a — коэффициент пропорциональности.

Этому моменту противодействует развиваемый плоской спиральной пружиной 4 момент M_n , который пропорционален углу поворота подвижной системы

$$M_n = ca,$$

где α — угол поворота подвижной системы;
 c — упругость пружины.

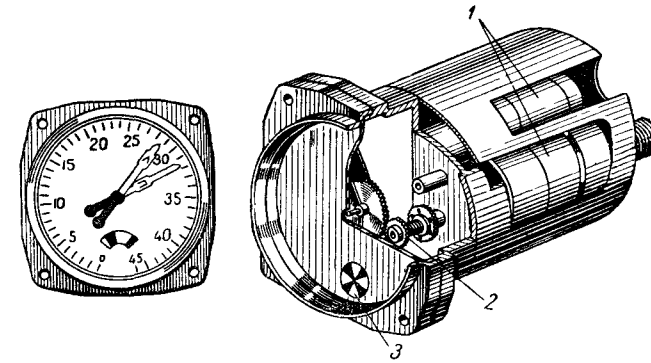
Это значит, что при данной скорости вращения магнитного узла диск и указывающая стрелка прибора повернутся лишь на один вполне определенный угол, соответствующий равенству вращающего и противодействующего моментов ($an = ca$), т. е. угол α поворота стрелки указателя пропорционален числу оборотов вала двигателя

$$\alpha = \frac{a}{c} n. \quad (\text{III. 16})$$

Тахометр снабжен магнитным успокоителем 8, демпфирующим колебания подвижной системы и выполненным аналогично магнитному узлу. Демпфирование осуществляется в результате появления вихревых токов в теле алюминиевого диска 5. Успокоитель значительно облегчает чтение показаний прибора.

На многомоторных самолетах применяют сдвоенные указатели, выполненные по такому же принципу, как и описанный электромагнитный тахометр.

В указателе сдвоенного тахометра имеются два синхронных двигателя с синхронным запуском и два магнитных тахометра со



Фиг. 50. Указатель электрического сдвоенного тахометра.

1—синхронный электродвигатель; 2—зубчатые колеса, 3—синхроноскоп.

стрелками. Вращение стрелкам передается через зубчатые пары; одна из осей полая (фиг. 50).

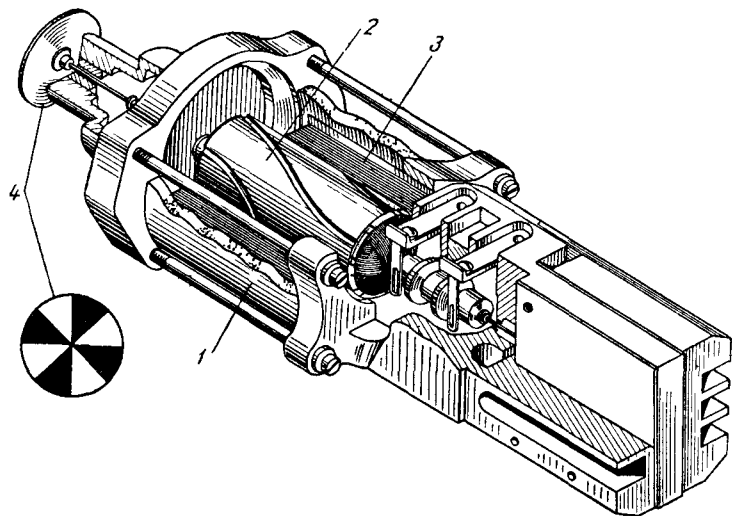
Указатель снабжен синхроноскопом, устройство которого приведено на фиг. 51.

Главной частью синхроноскопа является электрический асинхронный электродвигатель 1 с питанием от двух датчиков тахометра. Ротор 2 двигателя имеет трехфазную обмотку и через контактные кольца и щетки питается от одного датчика. Обмотка 3 статора также трехфазная; статор питается от другого датчика. Ось ротора заканчивается указательным диском 4.

Фазы ротора и статора синхроноскопа соединены так, что направление их вращающихся полей различно. Если частоты (скорости) обоих датчиков одинаковы, то магнитные поля ротора и статора синхроноскопа компенсируют друг друга по частоте, вращающиеся магнитные поля отсутствуют, и ротор синхроноскопа остается неподвижным. При преобладании скорости вращения (и частоты) одного из датчиков образуется результирующее вращаю-

щееся поле со скоростью, равной разности чисел оборотов датчиков. Вращение поля происходит в сторону датчика с большим числом оборотов.

Результирующее поле заставит ротор, а вместе с ним и указательный диск вращаться. Вращение диска можно наблюдать в прорезь на шкале указателя.



Фиг. 51. Синхроноскоп

1—асинхронный электродвигатель, 2—ротор; 3—обмотка статора, 4—указательный диск.

Погрешности электромагнитного тахометра

Инструментальные погрешности. Изменение температуры окружающего воздуха вызывает изменение электрического сопротивления чувствительного элемента, магнитной индукции в зазоре магнитного узла, а также упругих свойств волоска. При повышении температуры индукция в зазоре уменьшается, вызывая уменьшение вращающего момента. Это приводит к появлению температурной погрешности, для компенсации которой пользуются температурночувствительным магнитным шунтом, сопротивление которого растет с ростом температуры; в результате уменьшается магнитный поток, проходящий через шунт, что приводит к увеличению индукции в зазоре.

Инструментальные погрешности, вызываемые затиранием, упругим последствием, а также шкаловые погрешности и т. д. те же, что и в других электрических приборах.

Суммарная погрешность прибора при $t=20^{\circ}\text{C}$ не превышает 35 об/мин.

В авиации применяют также электрические, ферродинамические и другие тахометры; однако все они в отношении надежности в работе, удобства эксплуатации, стоимости и т. д. уступают магнитному тахометру.

Электрический тахометр постоянного тока представляет собой систему, состоящую из генератора постоянного тока (коллекторный генератор с постоянным магнитом в статоре) и электрически соединенного с ним указателя, выполненного в виде магнитоэлектрического гальванометра.

Эти приборы не нашли широкого применения вследствие недостаточной надежности датчиков тахометров, переходное электрическое сопротивление которых по мере износа щеток и загрязнения коллектора меняется, приводя к искажению показаний.

Стремление повысить надежность работы тахометра привело к созданию электрических тахометров с генераторами переменного тока, которые могут быть выполнены без скользящих электрических контактов (например, синхронный генератор с ротором в виде постоянного магнита). Как напряжение, так и частота такого генератора пропорциональны скорости вращения якоря.

В качестве указателя тахометра переменного тока могут быть использованы: 1) высокочувствительный и точный магнитоэлектрический гальванометр, присоединенный через выпрямитель, и 2) ферродинамический гальванометр переменного тока, в котором постоянный магнит заменен электромагнитом, возбуждающимся от специальной обмотки, по которой проходит ток такой же частоты, как и по рамке. Возможно также применение индукционного гальванометра.

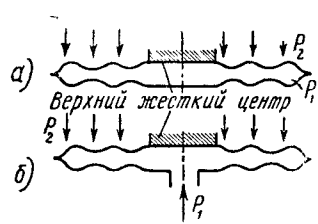
Глава IV

ПРИБОРЫ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ

§ 1. КРАТКИЕ ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О МЕМБРАННЫХ ПРИБОРАХ

Для измерения высоты, скорости и вертикальной скорости полета в авиации широко применяются мембранные приборы, работа которых основана на измерении с помощью гофрированной коробки (манометрической или анероидной) некоторой разности давлений, функционально связанной с измеряемой величиной.

Манометрическая коробка представляет собой гофрированные мембраны, спаянные (или сваренные) по концам (фиг. 52).



Фиг. 52. Упругие элементы манометрических приборов.

а — анероидная коробка; $p_1 = \text{const}$;
б — манометрическая коробка $p_1 \neq \text{const}$.

Обычно к нижнему жесткому (плоскому) центру присоединяется штуцер, связанный с областью, в которой измеряется давление.

Верхний жесткий центр связан с передаточным механизмом, передвигающим стрелку. При наличии разности между давлениями внутри и снаружи коробки обе мембраны стремятся расшириться, если давление внутри больше, чем снаружи, или сжаться, если давление внутри меньше, чем снаружи.

Так как нижний жесткий центр неподвижен, то перемещение верхнего жесткого центра равно сумме прогибов обеих мембран.

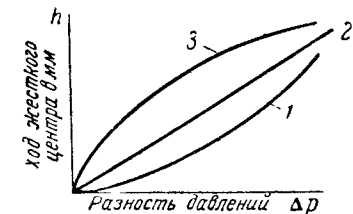
Если внутренняя полость мембранной коробки герметична, т. е. в ней нет отверстий для доступа воздуха, и воздух из нее откачан, то такая коробка называется анероидной¹.

Зависимость прогиба коробки от действующей разности давлений называется характеристикой коробки.

Прогиб мембраны зависит от материала, толшины, формы, глубины и числа волн гофра. Характеристика мембраны может быть прямолинейной, затухающей и возрастающей (фиг. 53).

Деформация коробки передается через передаточный механизм стрелке прибора, причем незначительные поступательные перемещения (ход) упругого элемента преобразуются в заметные вращатель-

ные движения указывающей стрелки. В некоторых приборах для увеличения хода увеличивают число спаянных мембран, т. е. число коробок. Передаточный механизм выполняется так, что допускает регулирование прибора изменением длин рычагов, углов между ними и т. д. Благодаря этому возможно применение стандартных шкал с заранее нанесенными делениями. Чаще всего в авиационных приборах применяют кривошипно-шатунные, шарнирные, поводковые и зубчатые передаточные механизмы. Во всех случаях, когда это возможно, пользуются унифицированным механизмом, что упрощает изготовление, ремонт и эксплуатацию приборов.



Фиг. 53. Характеристика гофрированных мембран.

1 — возрастающая; 2 — прямолинейная;
3 — затухающая.

Барометрический высотомер

В полете экипажу самолета нужно знать:

1. Абсолютную высоту над уровнем моря, которому соответствует давление 760 мм рт. ст. и температура 15° С.
2. Истинную высоту над пролетаемой местностью.
3. Относительную высоту над некоторым заранее намеченным местом, например, местом взлета или посадки.

Методы и приборы, определяющие эти высоты, различны. Абсолютная и относительная высоты измеряются барометрическим высотомером. Истинная высота — радиовысотомером.

Барометрический высотомер основан на использовании зависимости между давлением и высотой, выражаемой стандартной барометрической формулой или формулой Лапласа (см. гл. II).

$$H = \frac{T_0}{\tau} \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_0} \right)^{R\tau} \right],$$

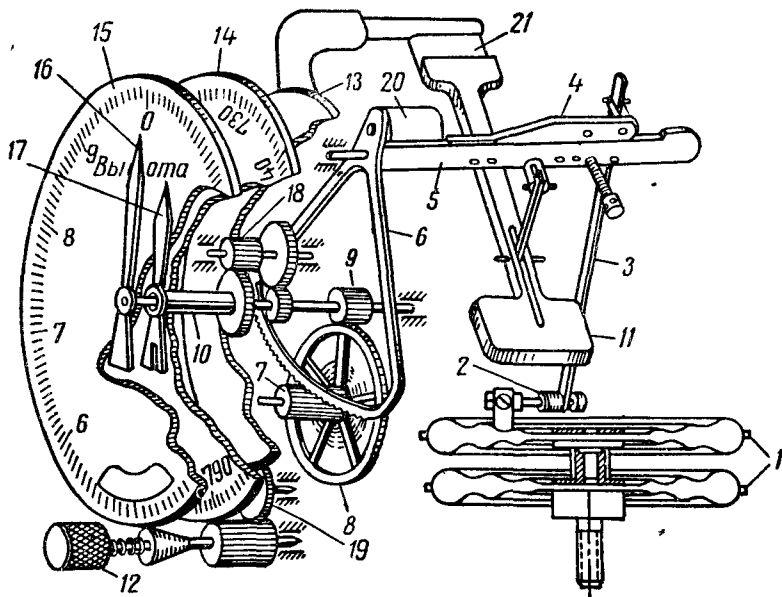
$$H = 18\,400 \left[1 + \frac{1}{273} t_{\text{ср}} \right] \lg \frac{p_0}{p_H}.$$

Барометрический высотомер представляет собой металлический барометр с упругим элементом в виде анероидной коробки, во внутренней полости которой остаточное давление составляет 0,15 ÷ ÷ 0,2 мм рт. ст., а с внешней стороны давление равно атмосферному. Деформация коробки наибольшая на земле, когда атмосферное давление также наибольшее. С подъемом на высоту атмосферное давление падает, коробка разгружается и стремится переместиться вверх. Кинематическая схема применяемых в настоящее время двухстрелочных высотомеров приведена на фиг. 54.

Для увеличения точности показаний чувствительный элемент прибора выполнен в виде двух анероидных коробок 1, внутренние

¹ Иногда применяют газонаполненные анероидные коробки.

полости которых изолированы одна от другой. С изменением высоты полета меняется атмосферное давление, действующее на анероидную коробку с внешней стороны. Силе атмосферного давления противодействует сила упругости коробок. Каждому атмосферному давлению соответствует определенная величина прогиба анероидных коробок. С изменением атмосферного давления изменяется прогиб коробок.



Фиг. 54. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера.

1—анероидная коробка; 2—температурная компенсация первого рода; 3—тяга; 4—биметаллическая пластинка (температурная компенсация второго рода); 5—валик зубчатого сектора; 6—сектор; 7—трибка; 8—большое зубчатое колесо; 9—трибка; 10—ось; 11—пружинный противовес; 12—кремальера; 13—основание; 14—шкала барометрического давления; 15—шкала прибора; 16, 17—стрелки; 18—зубчатая передача; 19—зубчатое колесо; 20—противовес; 21—пружина.

Деформация анероидных коробок передается через передаточный механизм стрелке прибора. Передаточный механизм представляет собой сочетание кривошипно-шатунной и зубчатых передач. Передача от анероидных коробок 1 к зубчатому сектору 6 осуществляется кривошипно-шатунным механизмом.

Зубчатый сектор 6 сцеплен с трибкой 7, на оси которой укреплено большое зубчатое колесо 8, сцепленное с трибкой 9; на ось трибки 9 насажена большая стрелка 16.

Вращение трибки 9 через зубчатую передачу 18 с передаточным отношением 1:10 передается малой стрелке 17, укрепленной на полой оси, сквозь которую проходит ось трибки 9. Большая стрелка показывает сотни, а малая тысячи метров.

Анероидная коробка и передаточный механизм смонтированы на вращающемся основании 13. Основание может поворачиваться при помощи кремальеры 12, вращение которой передается основанию 13 и шкале барометрического давления 14. Для уравновешивания передаточного механизма служит противовес 20.

Для уравновешивания анероидных коробок необходимо во избежание влияния на показания прибора собственного веса коробок ввести противовес 11, укрепленный с помощью пружины 21. Пружина противовеса предназначена для выбирания зазоров в шарнирных соединениях. Поворачивая ось, на которой закреплена пружина, можно смещать начальное положение жесткого центра анероидных коробок. Это создает возможность использовать наиболее прямолинейную часть кривой зависимости хода коробок от высоты полета.

Прибор помещен в стандартный герметичный корпус диаметром 80 мм. Корпус сообщается с атмосферой через приемник воздушных давлений. Шкала прибора имеет деления от 0 до 10 000 м.

Погрешности барометрического высотомера

Методические погрешности вызываются использованием в барометрическом высотомере косвенного метода измерения, так как измеряется не высота полета, а давление, соответствующее данной высоте. Зависимость между давлением и высотой определяется уравнениями (II.3) и (II.4).

Высота полета H зависит не только от давления, соответствующего данной высоте полета p_H , но также от давления p_0 у земли и от распределения температур $t_{ср}$.

Отклонения этих величин от расчетного их значения, неточность зависимостей, определяющих значение H , p_H , T_H , $t_{ср}$ и т. д., приводит к методическим погрешностям.

Основными методическими погрешностями высотомера являются.

1. Погрешность, вызываемая изменением давления на аэродроме до взлета самолета. При изменении давления на аэродроме стрелка прибора сдвинется с нулевого деления, и прибор покажет некоторую высоту полета, несмотря на то, что самолет еще не взлетел. Погрешность эта уничтожается вращением с помощью кремальеры стрелки прибора вместе со всем механизмом, чувствительным элементом и барометрической шкалой относительно неподвижной шкалы прибора.

Необходимо помнить, что наличие кремальеры, меняющей относительное расположение стрелки и шкалы и устанавливающей стрелку в нулевое положение при различных значениях хода коробки (из-за различных значений p_0) на нулевой высоте, требует применения шкалы равномерной по высотам.

При такой шкале на любых высотах определенному приращению высоты ΔH соответствуют одни и те же углы поворота стрелки $\Delta \alpha$ и, несмотря на то, что начало отсчета сместилось и гофрированная коробка установилась в новое положение, это не приведет к погрешности.

При вращении кремальеры барометрическая шкала и стрелки, указывающие высоту полета, перемещаются навстречу друг другу, так что уменьшению высоты соответствует увеличение давления.

Когда стрелки прибора установлены против нулевого деления шкалы высот, на шкале давлений устанавливается истинная величина давления p_0 на аэродроме. Это достигается введением зубчатого колеса 19, обеспечивающего нужное соотношение между скоростью вращения основания прибора и шкалы давлений.

2. Погрешность, обусловленная изменением давления на аэродроме после взлета. Если в момент взлета давление на аэродроме было p_0 , то на высоте H давление будет

$$p_H = p_0 \left[1 - \frac{\tau H}{T_0} \right]^{\frac{1}{R\tau}}$$

и показание прибора соответствует этому давлению. Допустим, что на уровне аэродрома давление изменилось и стало p_{0_1} ; это приведет к изменению величины давления p_H на всех высотах и, следовательно, к погрешностям в измерении высоты полета H . Погрешность устраняется поворотом барометрической шкалы до значения давления, соответствующего новой величине его p_{0_1} . Вместе с барометрической шкалой поворачивается весь механизм и стрелка прибора и в показания высотомера вносится поправка. Величина поправки подсчитывается следующим образом.

Если расчетное давление у земли равно p_0 , действительное значение давления у земли равно p_{0_1} , давление на высоте полета равно p_H , то высотомер показывает высоту в соответствии с уравнением $H = 18400 \left[1 + \frac{t_{cp}}{273} \right] \lg \frac{p_0}{p_H}$, а действительное значение высоты равно $H_1 = 18400 \left[1 + \frac{t_{cp}}{273} \right] \lg \frac{p_{0_1}}{p_H}$. Поправка $\Delta H = H_1 - H$, но так как

$$\frac{H_1}{H} = \frac{\lg \frac{p_{0_1}}{p_H}}{\lg \frac{p_0}{p_H}} \quad \text{и} \quad H_1 = H \frac{\lg p_{0_1} - \lg p_H}{\lg p_0 - \lg p_H},$$

то

$$\Delta H = H_1 - H = H \frac{\lg p_{0_1} - \lg p_H}{\lg p_0 - \lg p_H}. \quad (IV.1)$$

3. Погрешность, вызываемая изменением средней температуры столба воздуха t_{cp} до величины t'_{cp} . Величину погрешности можно найти из соотношений

$$\frac{H_1}{H} = \frac{273 + t'_{cp}}{273 + t_{cp}}; \quad H_1 = H \frac{273 + t'_{cp}}{273 + t_{cp}}$$

и

$$\Delta H = H_1 - H = H \frac{t'_{cp} - t_{cp}}{273 + t_{cp}}. \quad (IV.2)$$

Поправка в показания прибора может быть внесена с помощью кремальеры.

Инструментальные погрешности. Высотомеру, как и всем другим мембранным приборам, свойственны следующие инструментальные погрешности.

1. Шкаловые погрешности, появляющиеся вследствие несовершенства регулировки механизма и разметки шкалы, т. е. погрешности от несоответствия угла поворота стрелки делениям шкалы.

2. Погрешности, вызываемые затиранием, неправильными зазорами, неравномерностью деталей, негерметичностью корпуса, упругим последствием и гистерезисом.

3. Температурные погрешности, вызванные изменением упругости чувствительного элемента с изменением температуры. Изменения размеров деталей передаточного механизма можно не учитывать, так как эти изменения не приводят к значительным погрешностям. Температурные погрешности могут достигать 3% показания прибора. Для устранения их применяют кинематическую или силовую температурную компенсацию.

Инструментальные температурные погрешности свойственны всем приборам с упругими элементами, изготовленными из материалов, модуль упругости которых меняется при изменении температуры окружающего воздуха. Поэтому вопрос о компенсации этих погрешностей представляет большой интерес.

Все сведения об инструментальных температурных погрешностях высотомеров и о способах их компенсации применимы ко всем другим приборам с упругими элементами (указатели скорости, мановакуумметры и т. д.).

Кинематическая температурная компенсация. Основным источником инструментальной температурной погрешности является изменение модуля упругости E чувствительного элемента при изменении температуры. Закон изменения мо-

для упругости можно приближенно считать линейным, т. е. можно принять, что прогиб чувствительного элемента h меняется по закону

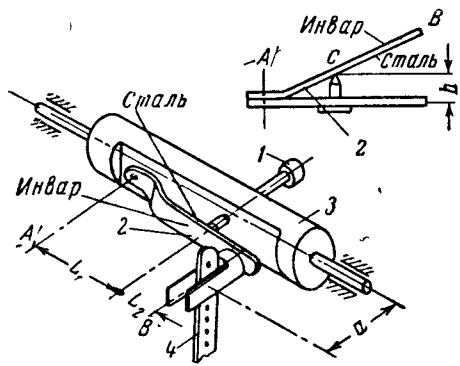
$$h = \frac{1}{E} f(p) = \frac{f(p)}{E_0 - bT}, \quad (IV.3)$$

где E — модуль упругости, E_0 — значение модуля упругости при $T=0$;

b — коэффициент пропорциональности;

T — абсолютная температура.

Допустим, что при некотором значении высоты, т. е. при некоторой нагрузке на чувствительный элемент, стрелка повернулась на некоторый угол. При повышении температуры уменьшается модуль



Фиг. 55 Биметаллическая температурная компенсация второго рода.

1—регулирующий винт, 2—биметаллическая пластинка, 3—валик зубчатого сектора, 4—тяга

упругости и, несмотря на то, что нагрузка на чувствительный элемент не изменилась, ход его все же изменится, а следовательно, изменится и угол поворота стрелки. Чем выше температура, тем при той же нагрузке угол поворота стрелки больше. Такое изменение угла поворота стрелки можно рассматривать как приращение передаточного отношения прибора.

В 1929 г. Г. О. Фридлендер предложил исправлять показания мембранных приборов с помощью кинематической температурной компенсации, меняющей в нужном отношении

передаточное число прибора. В двухстрелочном высотомере это осуществляется с помощью биметаллической пластинки 4, установленной на валике 5 зубчатого сектора (см. фиг. 54).

Такую компенсацию называют биметаллической температурной компенсацией второго рода. Устройство ее показано на фиг. 55.

Биметаллическая пластинка 2 состоит из двух сваренных, спаянных или сплавленных металлов с различными коэффициентами температурного расширения.

В авиационных мембранных приборах применяют биметаллическую пластинку, составленную из инвара и стали.

При повышении температуры биметаллическая пластинка изгибается так, что металл с большим температурным коэффициентом (сталь) располагается с внешней (выпуклой) стороны.

Это свойство биметаллической пластинки используется для изменения передаточного числа прибора при изменении температуры.

При повышении температуры жесткость коробки уменьшается, приводя к увеличению прогиба коробок при той же нагрузке, т. е. к занижению показаний высотомера.

Для компенсации увеличения прогиба нужно уменьшить передаточное число. Это может быть осуществлено увеличением одного из ведомых плеч или уменьшением одного из ведущих плеч передаточного механизма.

У высотомера температурная компенсация второго рода установлена на ведомом плече. Увеличение ведомого плеча a при повышении температуры осуществляется под действием прогиба пластины 2. При понижении температуры прогиб коробки и длина ведомого плеча уменьшаются.

Чтобы уменьшить передаточное число прибора, биметаллические пластинки следует устанавливать, как показано на фиг. 55, т. е. стальную часть пластинки расположить со стороны валика 3 зубчатого сектора. Биметаллическая компенсация, установленная на ведомом плече, полностью компенсирует погрешность только на двух точках шкалы; в остальных точках компенсация частичная.

Чтобы добиться полной температурной компенсации по всей шкале, биметаллическую пластинку нужно устанавливать на ведущем плече. Однако по конструктивным соображениям это не всегда можно осуществить. Например, в барометрическом высотомере биметаллическую пластинку не удастся установить на ведущем звене.

Биметаллическая температурная компенсация второго рода, уменьшая температурную погрешность по всей шкале прибора, сама может служить источником погрешности. Например, при ненагруженной коробке в результате изменения температуры чувствительный элемент не деформируется, а плечо зубчатого сектора меняет свою длину. Это приводит к изменению передаточного числа механизма прибора и вызывает погрешности его показаний. Очевидно, что эта погрешность будет не только при ненагруженном состоянии коробки, а по всему диапазону работы прибора.

Схема работы температурной компенсации второго рода при различных значениях угла ψ между кривошипом и шатуном показана на фиг. 56.

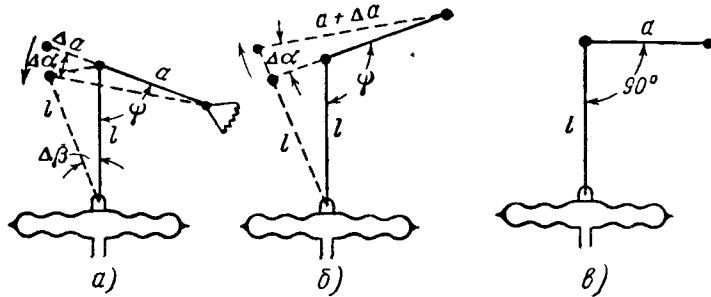
Под влиянием изменения температуры на ΔT° ведомое плечо получит приращение Δa , и валик зубчатого сектора повернется на угол $\Delta \alpha$, величина которого определяет погрешность показаний прибора. При этом тяга l повернется на угол $\Delta \beta$. Величина угла $\Delta \alpha$, как видно по фиг. 56, может быть определена из соотношения

$$\Delta \alpha = \frac{l}{a} \Delta \beta \cos \psi. \quad (IV.4)$$

При $\psi = \frac{\pi}{2}$ угол $\Delta \alpha = 0$.

При всех значениях ψ , отличных от $\frac{\pi}{2}$, всякое изменение температуры, даже при ненагруженном состоянии коробки, вызовет смещение стрелки.

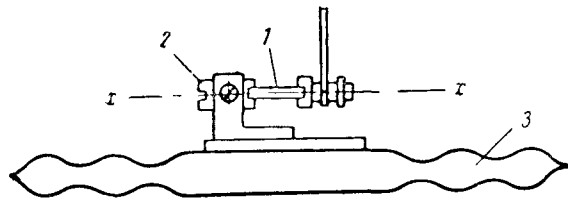
У барометрического высотомера не удастся выполнить равенство $\psi = \frac{\pi}{2}$ при ненагруженном состоянии коробки. На земле при нулевом показании прибора нагрузка на коробку максимальная, а не-



Фиг. 56. Работа биметаллической компенсации второго рода при различных значениях угла ψ .

a —угол $\psi < 90^\circ$; b —угол $\psi > 90^\circ$; v —угол $\psi = 90^\circ$.
 $\Delta\alpha$ —угол поворота валика зубчатого сектора под влиянием изменения температуры, Δa —приращение длины кривошипа, $\Delta\beta$ —угол поворота тяги.

нагруженное положение ее соответствует высоте, на которой давление p_H равно остаточному давлению внутри anerоидной коробки. Поэтому приходится брать $\psi_0 \neq \frac{\pi}{2}$, что приводит к погрешностям в показаниях прибора из-за влияния температурной компенсации второго рода. Для ликвидации этой погрешности применяют темпе-



Фиг. 57. Биметаллическая температурная компенсация первого рода.

1—биметаллическая пластинка; 2—регулирующий винт; 3—анероидная коробка.

ратурную компенсацию первого рода. Она устанавливается на верхнем жестком центре гофрированной мембраны и по мере изменения температуры меняет начало отсчета (фиг. 57).

При расчете кинематики прибора учитывают работу той и другой компенсации. На фиг. 58 дано положение кривошипно-шатунного механизма высотомера, соответствующее некоторому значению высоты H .

Прогиб h_1 компенсации первого рода направлен в сторону, противоположную ходу коробки.

Прогиб h_2 компенсации второго рода уменьшает (увеличивает) плечо зубчатого сектора. Углы между отдельными звеньями взяты в соответствии с фиг. 58, причем угол поворота плеча зубчатого сектора, определяющий угол поворота стрелки, обозначен через α .

Расстояние $AB=r$ определяется соотношением

$$r = a \cos \alpha + l \cos \gamma. \quad (\text{IV. 5})$$

При понижении температуры упругость коробки увеличивается, деформация ее уменьшается на величину m_1 ; при этом изменяются углы α и γ . Чтобы показания прибора остались неизменными, необходимо сохранить постоянным значение угла α ; тогда уравнение (IV. 5) принимает вид

$$r - m + h_1 = (a - h_2) \cos \alpha + l \cos \gamma_1. \quad (\text{IV. 6})$$

Вычтем уравнение (IV. 5) из уравнения (IV. 6). Так как абсолютные значения угла γ у высотомера близки к 0, а приращения этого угла невелики, то величину $l(\cos \gamma_1 - \cos \gamma)$ можно приравнять нулю. Тогда получим

$$h_2 \cos \alpha = m - h_1. \quad (\text{IV. 7})$$

Чтобы найти значение «хода» компенсации первого и второго рода (h_1, h_2), уравнение (IV. 7) решают для некоторого постоянного значения температуры (когда h_1 и h_2 постоянны) и двух заданных произвольных значений давлений (обычно для давления у земли и давления на некоторой высоте). Так как температура и давление известны, то известны значения

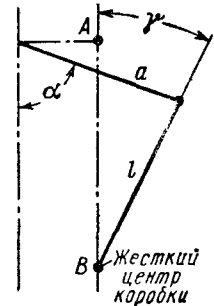
$$\alpha_1, m_1 \text{ и } \alpha_2, m_2.$$

После подстановки в уравнение (IV. 7) получим

$$\left. \begin{aligned} h_2 \cos \alpha_1 &= m_1 - h_1, \\ h_2 \cos \alpha_2 &= m_2 - h_1. \end{aligned} \right\} \quad (\text{IV. 8})$$

Найдя из уравнений (IV. 8) значения h_1 и h_2 , рассчитывают размеры биметаллических пластинок, исходя из условий получения их потребной деформации. Размеры пластинок выбирают так, чтобы ход их был несколько больше расчетного, т. е. берут

$$h'_1 > h_1 \text{ и } h'_2 > h_2.$$



Фиг. 58. Кривошипно-шатунный механизм высотомера.

α —угол поворота валика зубчатого сектора; l —длина тяги (шатун); a —плечо зубчатого сектора (кривошип).

Прогиб компенсации первого рода определяют по формуле

$$h'_1 = k_0 \Delta t \frac{L^2}{2}, \quad (IV.9)$$

где L — длина компенсации первого рода;
 Δt — приращение температуры;

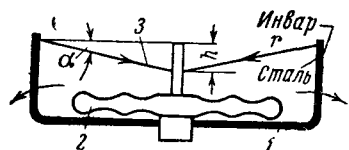
$$k_0 = \frac{3}{2} \frac{\alpha_1 - \alpha_2}{a + b}, \quad (IV.10)$$

где a и b — толщина слоев биметаллической пластинки;
 α_1 и α_2 — коэффициенты линейного температурного расширения.

Прогиб компенсации второго рода подсчитывают по формуле

$$h'_2 = h \left[1 + \frac{3}{2} \frac{L_2}{L_1} \right] + k_0 \Delta t \left[\frac{L_2}{2} + \frac{1}{4} L_1 L_2 \right]. \quad (IV.11)$$

Регулирование компенсации первого рода достигается поворотом ее около оси xx (см. фиг. 57). Для регулировки компенсации второго рода ввинчивают или вывинчивают винт 1, а также перемещают его по оси валика 3 (см. фиг. 55).



Фиг. 59. Силовая температурная компенсация.

1—биметаллическая скоба; 2—мембранная коробка; 3—распорные иглы.

В отечественных приборах кинематическая компенсация находит значительно большее применение, нежели компенсация силовая. Объясняется это тем, что регулирование прибора, снабженного такой компенсацией, значительно проще.

Силовая температурная компенсация. Работа силовой температурной компенсации основана на силовом воздействии биметаллической скобы 1 на чувствительный элемент прибора 2 с помощью распорных игл 3 (фиг. 59).

Перемещение h жесткого центра упругого элемента под действием деформации биметаллических скоб определяется величиной $\frac{h}{r} = \sin \alpha$.

Компенсация работает следующим образом.

Допустим, что на некоторой определенной высоте температура окружающей среды повысилась, но атмосферное давление при этом не изменилось. Коробка сожмется сильнее, чем она была сжата, и прибор даст заниженные показания. Для устранения этой погрешности биметаллические скобы должны изогнуться под влиянием изменения температуры так, чтобы сила нажатия с их стороны на жесткий центр анероидной коробки уменьшилась, т. е., чтобы перемещение жесткого центра коробки при неизменной нагрузке на нее также оставалось неизменным. Изменение хода коробки при неизменной величине давления, вызванное изменением ее упругих

свойств при изменении температуры окружающего воздуха, должно компенсироваться изменением сосредоточенной нагрузки от распорных игл.

При повышении температуры анероидная коробка при том же атмосферном давлении сжимается сильнее, а нажатие распорных игл становится меньше. При понижении температуры картина будет обратной.

Направление прогиба биметаллических скоб, форма и толщина их, расположение и число распорных игл могут меняться в соответствии с требованиями конструкции.

Введение температурной компенсации, тщательное изготовление, замена однострелочного прибора двухстрелочным значительно повышают точность показаний высотомера, причем габаритные размеры стандартного корпуса диаметром 80 мм могут остаться неизменными. Допустимые шкаловые погрешности современных высотомеров при $t=15^\circ\text{C}$ составляют 30 м в начале шкалы и достигают 200 м в конце ее; при $t=+50^\circ\text{C}$ погрешности меняются в пределах 50÷250 м, а при $t=-60^\circ\text{C}$ составляют 80÷300 м. Однако такая точность показаний неудовлетворительна для современной авиации. Проблема создания точного и надежного высотомера продолжает оставаться одной из важнейших задач авиационного приборостроения.

Указатели воздушной скорости

Существующие в настоящее время приборы не дают возможности измерять путевую скорость, т. е. скорость относительно земли с учетом ветра и показывают скорость самолета относительно воздуха.



Фиг. 60. Принципиальная схема указателя воздушной скорости самолета.

I—приемник воздушных давлений, II—указатель
 1—боковые отверстия, 2—торцевое отверстие; 3—камера статического давления; 4—камера полного давления.

Указатель воздушной скорости (фиг. 60) состоит из приемника I, установленного снаружи самолета, например, под крылом, и воспринимающего статическое и динамическое давление, и из указателя II, установленного в кабине. Приемник состоит из двух камер: статического и полного давления. В камере 3 давление равно атмосфер-

ному. Воздух в камеру статического давления попадает через отверстия 1. В камеру 4 воздух попадает через отверстие 2 в торце приемника.

Обозначим давление в слое полета p_1 , скорость полета V , плотность воздуха в атмосфере γ_1 , давление в камере полного давления p_2 , скорость воздуха в ней V_2 , плотность воздуха в камере полного давления γ_2 .

Работа прибора основана на использовании уравнения Д. Бернулли, которое имеет вид

$$\frac{p_1}{\gamma_1} + \frac{V_1^2}{2g} + z_1 = \frac{p_2}{\gamma_2} + \frac{V_2^2}{2g} + z_2. \quad (IV. 12)$$

Нивеллирные высоты $z_1 = z_2$ и их можно опустить. При соприкосновении с торцевой частью приемника воздушных давлений воздушный поток тормозится, и его скорость становится равной нулю, т. е. $V_2 = 0$, зато давление p_2 резко возрастает. Это давление называется полным. Давление $p_1 = p_H$ называется статическим. Уравнение (IV. 12) можно переписать в виде

$$\frac{p_1}{\gamma_1} + \frac{V_1^2}{2g} = \frac{p_2}{\gamma_2}.$$

При скоростях полета до 400 км/час процесс сжатия воздуха в приемнике можно считать изохорическим, а удельный вес воздуха постоянным, т. е.

$$\gamma_1 = \gamma_2 = \gamma; \quad V_1 = V; \quad p_2 - p_1 = p_2 - p_H = \Delta p;$$

тогда

$$\Delta p = \frac{V^2 \gamma}{2g},$$

$$V = \sqrt{\frac{\Delta p 2g}{\gamma}}. \quad (IV. 13)$$

При больших скоростях процесс сжатия воздуха ближе к адиабатическому с показателем адиабаты k ; при этом $\gamma_1 \neq \gamma_2$,

а $\frac{\gamma_1}{\gamma_2} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1}{k}}$ и уравнение Д. Бернулли принимает вид

$$\left[\frac{p_2}{\gamma_2} - \frac{p_1}{\gamma_1}\right]^{\frac{k}{k-1}} = \frac{V^2}{2g}.$$

Решая это уравнение относительно V и заменяя γ через $\frac{p}{RT}$, найдем

$$V = \sqrt{\frac{2kRg}{k-1}} \sqrt{T_H} \sqrt{\left[\frac{\Delta p}{p_H} + 1\right]^{\frac{k-1}{k}} - 1}, \quad (IV. 14)$$

где R — универсальная газовая постоянная, равная для воздуха 29,27;

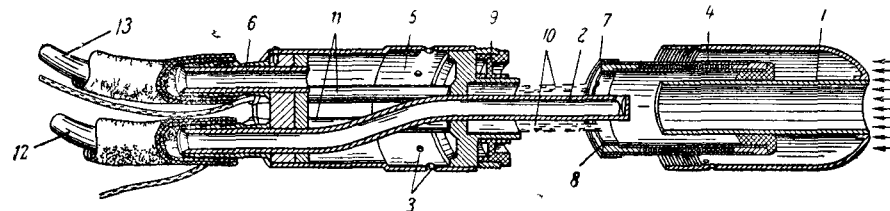
g — ускорение силы тяжести;

k — показатель адиабаты;

T_H — абсолютная температура на высоте полета H .

Камера полного давления соединяется с внутренней полостью чувствительного элемента указателя, а статическая камера — с корпусом прибора.

Таким образом, на чувствительный элемент указателя, представляющий собой металлический манометр, действует разность давлений $\Delta p = p_2 - p_1$. Под действием этой разности давлений чувстви-



Фиг. 61. Приемник воздушных давлений.

1—камера полного давления; 2—трубка полного давления; 3—отверстия статической камеры; 4—обмотка электрообогрева; 5—статическая камера; 6—статическая трубка; 7—внешнее контактное кольцо; 8—внутреннее контактное кольцо; 9—изоляционная втулка; 10—токоведущие проводники; 11—трубки электропроводок.

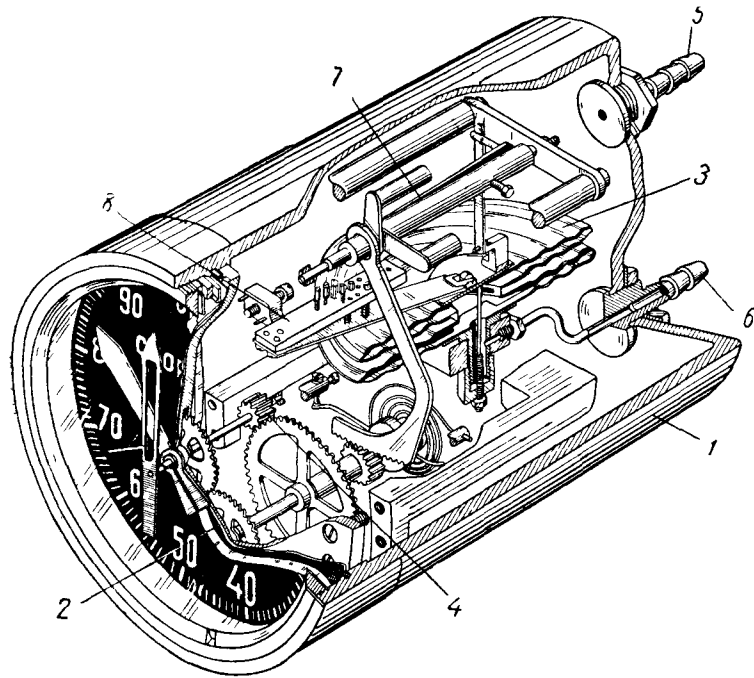
тельный элемент, состоящий из одной или нескольких гофрированных коробок, деформируется. Эта деформация передается через передаточный механизм стрелке прибора.

Так как разность давлений Δp связана со скоростью самолета уравнением (IV. 14), то шкала указателя воздушной скорости может быть градуирована в единицах скорости.

Приемник указателя скорости. Как уже указывалось, приемник указателя скорости (приемник воздушных давлений) состоит из статической камеры 5 и камеры полного давления 1 (фиг. 61). Отверстия 3 расположены на расстоянии 4÷5 диаметров приемника от носка в месте, где воздушный поток не искажается. Для борьбы с обледенением приемник снабжен электрообогревом. На стоянке самолета приемник закрывают специальным чехлом. Указатель прибора выпускается в однострелочном и двухстрелочном вариантах.

Схема двухстрелочного указателя скорости, автором которого является советский конструктор М. Г. Элькинд, приведена на фиг. 62. Диапазон измерения прибора от 0 до 1000 км/час. Так как прибор двухстрелочный, то шкала его должна быть обязательно равномерной. Для обеспечения равномерности и повышения чувствительности шкалы чувствительный элемент сделан составным из двух манометрических коробок 3 и плоской пружины 8 переменной упру-

гости. Переменная упругость достигается с помощью винтов, меняющих рабочую длину пружины. При такой конструкции чувствительного элемента можно получить характеристику его, линейную по скорости.



Фиг. 62. Двухстрелочный указатель скорости.

1—корпус прибора, 2—шкала, 3—манометрические гофрированные коробки; 4—зубчатая передача, 5—штуцер статического давления, 6—штуцер полного давления, 7—биметаллическая температурная компенсация, 8—пружина переменной упругости

Между малой и большой стрелкой введена зубчатая передача с передаточным отношением 1 : 10, так что большая стрелка показывает десятки и единицы км/час, а малая — сотни км/час.

Для уменьшения трения и повышения срока службы все оси опираются на агатовые подшипники.

Погрешности указателя скорости

Методические погрешности

1. Погрешности, вызываемые приемником воздушных давлений. Форма носка приемника, форма статических отверстий и расположение их по периметру и вдоль образующей цилиндра приемника, монтаж приемника на самолете, распо-

ложение его относительно набегающих потоков воздуха значительно сказываются на правильности восприятия полного и статического давлений. Погрешности, вызываемые неправильной установкой приемника, могут достигать 30 км/час. В последние годы велись и ведутся работы по созданию наилучшей конструкции приемника воздушных давлений. Разработаны оригинальные и разнообразные конструкции приемников: несколько вариантов отечественных приемников, приемники фирм Аскания, Коллсман, Пионер и т. д.

Наилучшие характеристики имеют советские приемники, у которых погрешность, возникающая из-за изменения угла притекания струй в пределах от 0° до 25° не превосходит 0,2%, в то время как у приемников Коллсман она достигает 9%, а у приемников Аскания 11,5%.

Советские конструкторы создали приемники, хорошо работающие даже при скоростях, близких к звуковым. Работа приемника воздушных давлений характеризуется аэродинамическим коэффициентом ξ , который равен отношению перепада давлений, воспринимаемого приемником, к расчетному перепаду и лежит в пределах 0,96—1,2. Этот коэффициент вводится в уравнение, по которому определяется скорость полета V

$$V = \sqrt{\frac{2g\Delta p}{\xi\gamma}}, \quad (\text{IV. 13a})$$

$$V = \sqrt{\frac{2kRg}{(k-1)\xi}} \sqrt{T_H} \sqrt{\left(\frac{\Delta p}{p_H} + 1\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}. \quad (\text{IV. 14a})$$

Приемник крепят в таком месте, где на его работе не сказываются поток от винта и завихрения воздуха, обтекающего самолет.

2. Погрешность, обусловленная влиянием плотности воздуха. Работа указателя воздушной скорости основана на измерении разности давлений $\Delta p = p_1 - p_2$ металлическим манометром.

Уравнение

$$V = \sqrt{\frac{2kRg}{(k-1)\xi}} \sqrt{T_H} \sqrt{\left(\frac{\Delta p}{p_H} + 1\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1}$$

показывает, что скорость зависит не только от Δp , но и от p_H и T_H , т. е. от плотности воздуха. Поэтому в показаниях прибора появляется методическая погрешность, носящая название погрешности от влияния плотности воздуха. Как и у высотомера погрешность эта является следствием косвенного метода измерения скорости. Чтобы

получить величину воздушной скорости самолета без этой погрешности, штурман самолета, пользуясь аэронавигационной линейкой, вносит в показания указателя воздушной скорости поправку с помощью уравнения

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{приб}} \sqrt{\frac{p_0 T_H}{p_H T_0}}, \quad (\text{IV. 15})$$

где $V_{\text{ист}}$ — истинная воздушная скорость;
 $V_{\text{приб}}$ — скорость, которую показывает указатель скорости;
 p_0, T_0 — тарировочные значения давления и температуры;
 p_H, T_H — давление и температура на высоте полета.

Инструментальные погрешности указателя скорости. Инструментальные погрешности указателя скорости аналогичны соответствующим погрешностям высотомера.

При нагруженном состоянии коробки угол ϕ (см. фиг. 56) берут равным $\frac{\pi}{2}$, поэтому в прибор вводят только биметаллическую температурную компенсацию второго рода.

Допускаемые шкаловые погрешности прибора при температуре $+15^\circ \text{C}$ не превышают $\pm 15 \text{ км/час}$, а при температуре $+50^\circ \text{C}$ и -60°C эти погрешности могут достигать $\pm 20 \text{ км/час}$.

Указатели истинной воздушной скорости. В настоящее время весьма распространены приборы, в которых поправка на значение плотности воздуха в соответствии с уравнением (IV. 14) вносится автоматически путем изменения передаточного отношения прибора. Приборы, показывающие скорость самолета относительно воздуха, исправленную на значение плотности, называются указателями истинной воздушной скорости, а скорость называется истинной воздушной скоростью.

Поправка на давление чаще всего вносится с помощью aneroidной коробки, ход которой зависит от p_H и изменение этого хода соответственно изменяет длину плеча передаточного механизма. Поправка на температуру может вноситься с помощью термометра автоматически или вручную. Изменение температуры окружающей среды деформирует чувствительный элемент термометра. Эта деформация преобразуется в изменение передаточного отношения прибора. Существует множество разнообразных конструкций таких приборов. Схема указателя истинной воздушной скорости с поводковым передаточным механизмом изображена на фиг. 63. Деформация манометрической коробки 1 передается через валики 2 и 3 зубчатому сектору 8 и затем стрелке 4. Изменение давления компенсируется aneroidной коробкой 5, перемещающей ползунок 9 по соприкасающемуся с ней поводку валика 2. Компенсация темпера-

туры достигается перемещением ползунка 10 вдоль поводков, связанных с валиками 2 и 3.

Термометр 6, перемещающий ползунок 10, должен быть дистанционным и обладать большой устанавливающей силой. Для этой цели можно использовать жидкостный термометр.

В настоящее время применяются весьма разнообразные в конструктивном отношении указатели истинной воздушной скорости, показания которых исправлены на значение плотности воздуха; к ним относятся анемометрические приборы, ветряки и целая серия манометрических указателей скорости. Применение таких приборов значительно облегчает труд штурмана. Летчику указатель истинной скорости не нужен, а в тех случаях, когда он по этому прибору судит о величине подъемной силы, даже вреден. Поясним это следующим примером. Разность полного и статического давления Δp и подъемная сила Y пропорциональны плотности воздуха γ

$$\Delta p = \frac{\gamma V^2}{2g}, \quad (\text{IV. 16})$$

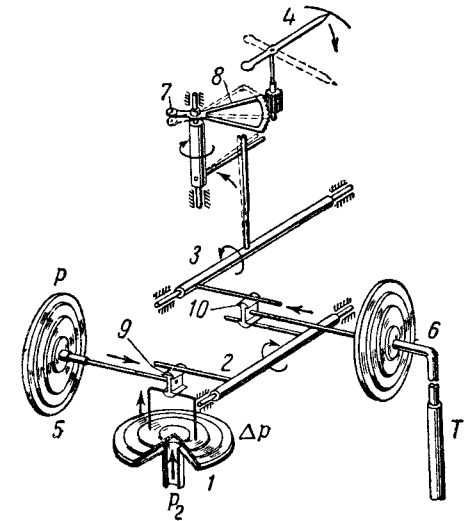
$$Y = c_y S \frac{\gamma V^2}{2g}. \quad (\text{IV. 17})$$

Поэтому изменения скорости V сигнализируют летчику об изменении подъемной силы Y .

Указатель истинной скорости не должен реагировать на изменения плотности, в то время как зависящая от нее величина подъемной силы изменилась. Таким образом, по показаниям указателя истинной воздушной скорости летчик не может судить об изменении подъемной силы.

На современных скоростных и высотных самолетах устанавливаются универсальные указатели скорости КУС.

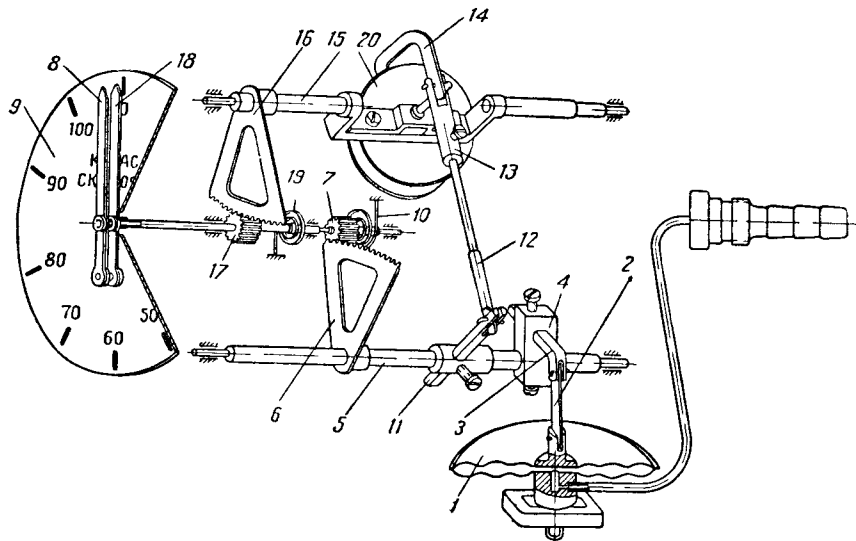
Комбинированный указатель скорости (КУС). Схема комбинированного указателя скорости приведена на фиг. 64. Деформация упругого элемента передается через кривошипно-шатунную и зубчатую передачи стрелке 8. Эта стрелка показывает воздушную скорость самолета. Одновременно деформация упругого элемента через тягу 12 передается поводку 14 и оси 15 зубчатого сектора. На поводке 14 расположены две aneroidные коробки 20. Ход этих ко-



Фиг. 63. Схема поводкового указателя истинной воздушной скорости.

1—манометрическая коробка; 2, 3—валики с поводками; 4—стрелка; 5—aneroidная коробка; 6—термометр; 7—противовес; 8—зубчатый сектор; 9, 10—ползунки.

робок меняется в зависимости от плотности воздуха¹, соответствующей данной высоте полета H , вызывая дополнительное перемещение оси 15, а вместе с ним зубчатого сектора 16 и стрелки 18. Эта стрелка показывает воздушную скорость, исправленную на плотность воздуха, т. е. истинную воздушную скорость. При уменьшении плотности воздуха анероидные коробки 20 расширяются, и плечо между тягой 12 и осью 15 уменьшается. Благодаря этому при одном и том же перемещении подвижного жесткого центра манометрической коробки 1 сектор 16 и стрелка 18 повернутся на больший угол, чем сектор 6 и стрелка 8.



Фиг. 64. Кинематическая схема КУС-1200.

1—манометрическая коробка; 2—тяги; 3—поводок; 4—зажмы; 5—ось; 6—сектор; 7—трибка; 8—стрелка; 9—шкала; 10—волосок; 11—поводок; 12—тяги; 13—серьга; 14—изогнутый поводок; 15—компенсированная ось; 16—сектор; 17—трибка; 18—стрелка; 19—волосок; 20—анероидная коробка.

Таким образом, стрелка 18, указывающая истинную воздушную скорость будет всегда впереди стрелки 8, показывающей воздушную скорость.

С помощью анероидных коробок 20 вносится поправка на значение плотности, т. е. на значение давления p_H и температуры T_H .

Таким образом в КУС методические ошибки учитываются с помощью анероидных коробок 20.

¹ Плотность воздуха зависит от давления и температуры. Деформация коробок является функцией только давления. Влияние температуры можно учесть, если предположить, что температура изменяется с высотой по СА. Тогда каждой температуре будет соответствовать свое давление и можно считать, что плотность рассматривается как функция только давления.

Инструментальные погрешности комбинированного указателя скорости такие же, как у указателя воздушной скорости. Основной инструментальной погрешностью прибора является температурная инструментальная погрешность. Для ее устранения в конструкцию прибора следует вводить температурную компенсацию второго рода. В современных КУС такой компенсации не ставят, так как деформации коробок 1 и 20 под влиянием температуры до некоторой степени компенсируют одна другую.

Указатели числа М

Кроме указателей истинной воздушной скорости на самолет устанавливают приборы, которые показывают отношение истинной воздушной скорости к скорости звука; эти приборы называются указателями числа

$$M = \frac{V_{\text{ист}}}{a}, \quad (\text{IV. 18})$$

где a — скорость звука.

Скорость звука не меняется при изменении давления, но зависит от температуры

$$a = a_0 \sqrt{\frac{T_H}{T_0}}. \quad (\text{IV. 19})$$

$$M = \frac{V_{\text{ист}}}{a} = \frac{V_0 \sqrt{\frac{p_0 T_H}{T_0 p_H}}}{a_0 \sqrt{\frac{T_H}{T_0}}} = \frac{1}{a_0} \sqrt{\frac{2g \Delta p R T_0}{p_H}}. \quad (\text{IV. 20})$$

Если ввести в уравнение (IV. 20) величину скорости, подсчитанную по формуле (IV. 14), то уравнение для определения числа М примет вид

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(1 + \frac{\Delta p}{p_H} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (\text{IV. 21})$$

Указатели числа М градуируют в числах М в пределах от 0,3 до 0,95.

Упрощенная кинематическая схема прибора приведена на фиг. 65.

Деформация манометрической коробки 4 и угол поворота α_1 оси 1 пропорциональны величине Δp

$$\alpha_1 = k_1 \Delta p,$$

где k_1 — коэффициент пропорциональности.

Угол поворота α_2 оси 2 зависит не только от величины Δp , но также от деформации анероидных коробок 5. Угол α_2 тем боль-

ше, чем больше угол α_1 и чем меньше плечо h , величина которого зависит от деформации анероидной коробки 5 под действием атмосферного давления p_H на данной высоте

$$\alpha_2 = k_2 \frac{\alpha_1}{h}.$$

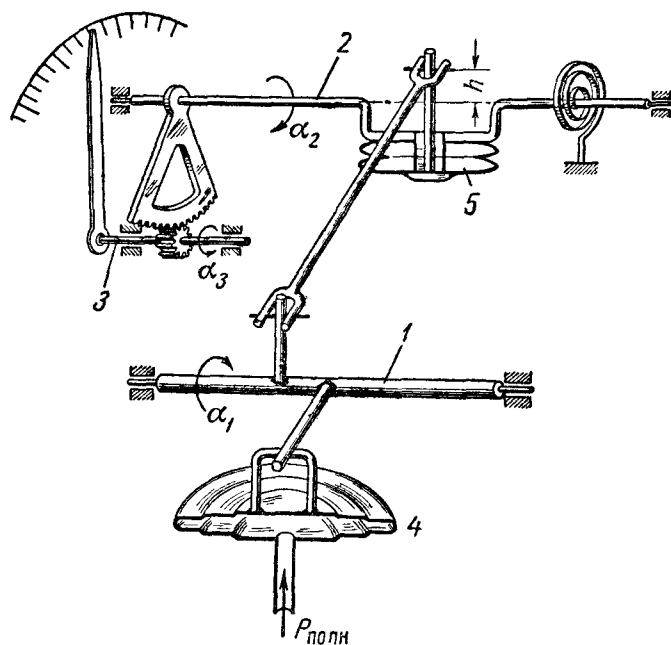
Так как $h = k_3 p_H$, то

$$\alpha_2 = k_1 k_2 k_3 \frac{\Delta p}{p_H},$$

где k_2, k_3 — коэффициенты пропорциональности;

Угол α_3 поворота стрелки 3 равен

$$\alpha_3 = k_4 \alpha_2 = k_1 k_2 k_3 k_4 \frac{\Delta p}{p_H} = k \frac{\Delta p}{p_H}.$$



Фиг. 65. Кинематическая схема указателя числа М.

1—ось, угол поворота которой зависит от скорости полета; 2—ось, угол поворота которой пропорционален скорости и высоте полета, 3—ось стрелки, 4—манометрическая коробка, 5—анероидные коробки

Таким образом угол поворота стрелки определяется соотношением

$$\alpha_3 = k \frac{\Delta p}{p_H}.$$

Формулу (IV. 21) можно представить в виде

$$\frac{\Delta p}{p_H} = \left(1 + \frac{M^2}{5}\right)^{3,5} - 1.$$

Следовательно

$$\alpha_3 = k \left[\left(1 + \frac{M^2}{5}\right)^{3,5} - 1 \right], \quad (IV. 22)$$

а это значит, что каждому числу М соответствует один определенный угол отклонения стрелки прибора, т. е. шкалу прибора можно градуировать в числах М.

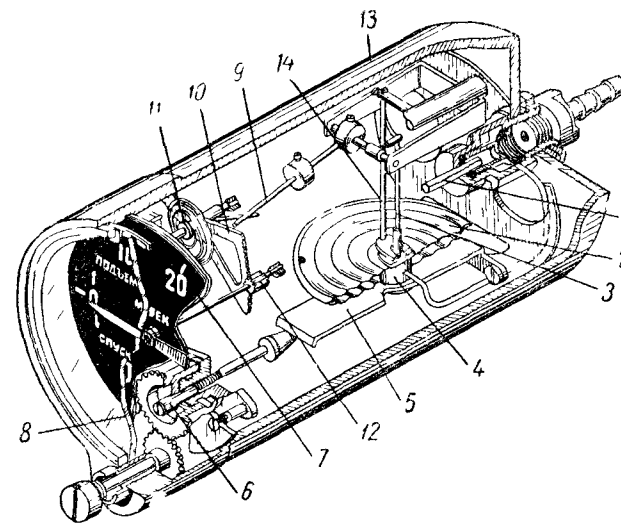
Точное определение скорости самолета, особенно путевой скорости, чрезвычайно важно.

Отсутствие указателей путевой скорости и погрешности, свойственные указателям воздушной скорости, значительно усложняют работу экипажа. Поэтому советские конструкторы и ученые много и упорно занимаются вопросом создания указателя воздушной скорости и указателя путевой скорости, простых и надежных в эксплуатации.

Вариометры

Скорость изменения высоты полета, т. е. вертикальную скорость самолета V_v , определяют с помощью прибора, называемого вариометром.

В основу работы вариометра положен метод измерения с помощью манометра разности давлений $\Delta p = p_c - p_H$, где p_c — давление



Фиг. 66 Принципиальная схема вариометра.

1—капилляр, 2—манометрическая коробка, 3—тяга, 4—основание, 5—пружинящая пластинка, 6—кремальера, 7—шкала, 8—стекло, 9—поводок, 10—сектор, 11—волосок, 12—трибка, 13—корпус, 14—упор

внутри некоторого замкнутого объема, сообщаемого с атмосферой через капилляр (фиг. 66), а p_H — атмосферное давление.

У земли и при продолжительном горизонтальном полете давление в манометрической коробке 2 и в корпусе 13 одинаково, и стрелка 8 прибора стоит на нуле. Всякое изменение вертикальной скорости полета означает изменение высоты полета, а следовательно, и давления в гофрированной коробке. Существуют приборы, у которых корпус соединяется с атмосферой непосредственно, а гофрированная коробка — через капилляр. В этом случае в конструкцию вариометра приходится вводить дополнительный объем (бачок), соединенный с внутренней полостью гофрированной коробки. Принципиальной разницы в работе приборов указанных двух типов нет.

При подъеме самолета воздух выходит из корпуса прибора через капилляр 1; при снижении он через тот же капилляр поступает в корпус прибора. В том и другом случае давление p_c в корпусе прибора не успевает сделаться равным атмосферному и на гофрированную коробку 2 действует разность давлений $\Delta p = p_c - p_d$. Деформация гофрированной коробки пропорциональна этой разнице давлений Δp . Скорость выравнивания давлений, действующих на гофрированную коробку, зависит от пропускной способности капиллярного устройства.

При установившейся вертикальной скорости подъема или снижения, когда высота самолета меняется по закону $H = V_v t$, где t — время подъема или снижения, разность давлений Δp , действующих на коробку, определяется соотношением

$$\Delta p = \frac{V_y}{Rk},$$

$$k = \frac{\pi D^4}{128nlv}, \quad (IV. 23)$$

где D — диаметр капилляра в м;

l — длина капилляра в м;

v — объем корпуса прибора в м³;

V_v — скорость подъема или снижения в м/сек.

$$n = \frac{\eta}{T},$$

η — коэффициент вязкости воздуха $\frac{\kappa \Gamma \text{ сек}}{\text{м}^2}$.

Вязкость воздуха с достаточной степенью точности можно считать линейной функцией окружающей температуры, т. е. принимать

$$\eta = nT, \quad (IV. 24)$$

где $n = 0,62152 \cdot 10^{-8} \frac{\kappa \Gamma \text{ сек}}{\text{м}^2 \text{ град}}$.

Перепад давлений, действующих на чувствительный элемент вариометра, очень невелик. При скорости подъема от 30 до 75 м/сек перепад давлений равен 10 ÷ 75 мм вод. ст.

Указатель вариометра представляет собой весьма чувствительный манометр, градуированный в единицах вертикальной скорости от 0 до ± 30 м/сек (или от 0 до ± 75 м/сек).

Для установки прибора на нуль имеется специальная кремальера 6, с помощью которой меняется начальное положение чувствительного элемента. При пикировании и крутом кабрировании вертикальная скорость значительно превосходит расчетную. Во избежание необратимой деформации коробки предусмотрены упоры 14, ограничивающие перемещение коробки.

Одной из важнейших частей прибора является капиллярное устройство 1. В вариометрах, предназначенных для измерения малых скоростей, это устройство выполняется в виде стеклянной трубки диаметром 0,45 мм и длиной 50 мм.

Если прибор рассчитан на большие вертикальные скорости, то такой капилляр непригоден. В этом случае применяют батарею подобных капилляров. У прибора с батарейным капиллярным устройством уравнение вариометра остается прежним, но так называемая характеристика капилляра k равна

$$k = \frac{m\pi D^4}{128nlv}, \quad (IV. 25)$$

где m — число капилляров в батарее.

Погрешности вариометра

Методические погрешности. Основными методическими погрешностями вариометров являются:

1. Запаздывание.
2. Температурные погрешности.
3. Погрешность, вызываемая изменением объема манометрической коробки.

Запаздывание. При изменении вертикальной скорости самолета показания прибора отстают от изменения скорости. Запаздывание в показаниях прибора остается заметным до тех пор, пока величина погрешности не станет меньше порога чувствительности прибора.

Величина запаздывания определяется временем, необходимым для того, чтобы показания прибора стали правильными. У современных приборов время запаздывания равно 4 ÷ 6 сек. Для уменьшения времени запаздывания диаметр капилляра следует выбирать возможно большим. Увеличение диаметра лимитируется чувствительностью прибора, так как значительное увеличение диаметра капилляра потребует применения чрезмерно чувствительных гофрированных коробок.

Температурные погрешности. Изменение высоты полета сопровождается значительным изменением температуры наружного воздуха T_H , при этом температура T_C в корпусе прибора также меняется, но значительно медленнее.

Вследствие этого процесс истечения воздуха через капилляр неизохоричен и в приборе появляется погрешность. Если обозначить температуру на противоположных концах капилляра через T_C и T_H , то уравнение вариометра принимает вид

$$\Delta p = \frac{V_y}{Rk} \frac{T_H}{T_C}. \quad (IV.26)$$

Погрешность, обусловленная неизохоричностью процесса, может быть найдена по формуле

$$\Delta p = \frac{V_y}{Rk} \left[\frac{T_H}{T_C} - 1 \right]. \quad (IV.27)$$

Изменение температуры воздуха в корпусе прибора вызывает добавочное изменение давления в нем δp_c , т. е. вносит погрешность в показания прибора.

Изменение температуры воздуха в корпусе и температуры атмосферы сказывается на температуре капилляра, а следовательно, и на вязкости воздуха, проходящего через капилляр, которая меняется по закону

$$\eta = nT_{\text{кап}},$$

где $T_{\text{кап}}$ — температура воздуха в капилляре.

Указанные изменения температуры и давления должны быть учтены в уравнениях вариометра.

Если обозначить в общем случае температуру воздуха на концах капилляра через T_1 и T_2 , температуру воздуха на высоте H через T_H , а температуру в капилляре через $T_{\text{кап}}$, то уравнение вариометра принимает вид

$$\Delta p = \frac{V_y}{Rk} \frac{T_1}{T_2} \frac{T_{\text{кап}}}{T_H}. \quad (IV.28)$$

Если расположить капиллярное устройство глубоко в корпусе прибора и установить на пути его латунный цилиндр, проходя сквозь который воздух нагревается до температуры в корпусе прибора, то можно устранить влияние неизохоричности процесса даже при снижении самолета, когда воздух из атмосферы устремляется в прибор; при этом T_1 , T_2 , $T_{\text{кап}}$ станут равными T_C и уравнение вариометра можно написать в виде

$$\Delta p = \frac{V_y}{Rk} \frac{T_C}{T_H}, \quad (IV.29)$$

т. е. в показаниях прибора останется погрешность, вызываемая влиянием отношения $\frac{T_C}{T_H}$. Эта погрешность может быть устранена

путем изменения передаточного отношения прибора в соответствии с отношением температур $\frac{T_C}{T_H}$. Температурная компенсация может быть выполнена в виде биметаллической пластинки, ход которой меняется в зависимости от температуры T_C в корпусе прибора, и смонтированной на этой пластинке анероидной коробки, ход которой меняется в зависимости от давления p_c ; это давление, в свою очередь, зависит от температуры T_H на высоте полета.

Необходимо помнить, что применение анероидной коробки с линейной характеристикой по высоте в качестве измерителя температуры атмосферы допустимо только при условии стандартного распределения температур по высотам. В этом случае предполагают, что давление в корпусе прибора является однозначной функцией температуры наружного воздуха.

Погрешность от изменения объема манометрической коробки. При изменении вертикальной скорости полета меняется ход коробки, а следовательно, объем корпуса прибора. Это приводит к изменению характеристики капилляра k . Появляющаяся при этом погрешность не превосходит 0,02% показания прибора.

Инструментальные погрешности вариометра те же, что и у других манометрических приборов.

Общая погрешность показания у вариометра, градуированного до 30 м/сек, около 1,5 м/сек.

§ 2. АВИАЦИОННЫЕ КОМПАСЫ

Приборы для определения курса самолета называются компасами. Существуют компасы, основанные на использовании различных принципов: магнитные, гироскопические, индукционные, астрономические, радиокомпасы и т. д.

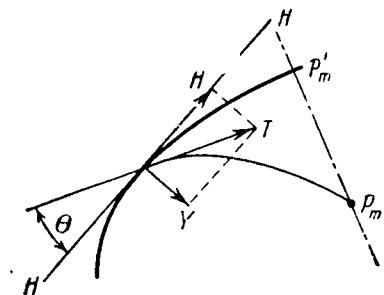
Наиболее простыми и до настоящего времени очень распространенными являются магнитные компасы.

Магнитные компасы

Работа магнитного компаса основана на взаимодействии магнитного поля Земли с магнитом в приборе. Магнитные полюса Земли расположены вблизи географических полюсов и несколько смещены по отношению к ним. Условно считают, что в северном полушарии сосредоточен южный магнетизм, а в южном — северный. Магнитная стрелка устанавливается северным концом на север, т. е. северный магнитный полюс, условно обладающий южным магнетизмом, считают расположенным вблизи северного географического полюса, а южный — вблизи южного. Угол между географическим и магнитным меридианом называется *склонением*.

Склонение меняется в зависимости от географического места, времени года и т. д. Оно считается положительным, если северный конец стрелки отклоняется к востоку от географического меридиана.

Величина склонения определяется по специальным картам магнитных склонений, на которых места с одинаковым магнитным склонением соединены линиями, называемыми *изогами*; на эти же карты нанесены магнитные аномалии. Магнитное поле почти во всех точках Земли (за исключением магнитного экватора) наклонно к горизонту, поэтому полную силу T земного магнетизма, направленную под углом к горизонту, можно разложить на две составляющие: вертикальную $Y = T \sin \theta$ и горизонтальную $H = T \cos \theta$ (фиг. 67). Горизонтальная составляющая H , устанавливающая маг-



Фиг. 67. Составляющие магнитного поля Земли

HH —плоскость горизонта; P_m —магнитный полюс; P'_m —проекция магнитного полюса на поверхность Земли; T —полная сила земного магнетизма; H —горизонтальная составляющая; Y —вертикальная составляющая; θ —наклонение.

нитную стрелку в направлении север—юг, является направляющей силой магнитного компаса. Угол θ между полной силой земного магнетизма и ее горизонтальной составляющей называют *наклоном*. Стрелка компаса, свободно вращающаяся вокруг горизонтальной оси, на магнитном полюсе займет вертикальное положение, на экваторе—горизонтальное. Магнитная стрелка, установленная на острие, будучи помещена в северном полушарии под действием усилия, развиваемого в результате взаимодействия стрелки с магнитными полюсами Земли, стремится наклониться своим северным концом вниз. Для уничтожения этого наклона южный конец стрелки делают более тяжелым. В южном полушарии более тяжелым следует делать северный конец стрелки компаса.

Магнитный компас (фиг. 68) дает возможность определить магнитный курс самолета. Основной частью компаса является картушка с магнитами 1, опирающаяся стальной шпилькой 3 на агатовую или сапфировую топку 4, укрепленную в колонке 5.

Наличие магнитов заставляет картушку устанавливаться вдоль магнитных линий поля Земли, т. е. картушка сохраняет относительно Земли неизменное направление.

Картушка устанавливается в котелке 6, заполненном жидкостью, уменьшающей вес картушки и способствующей успокоению ее колебаний.

Картушка компаса состоит из лимба 7, представляющего собой тонкий латунный или алюминиевый диск (у компасов с горизонтальной шкалой) или конус (у компасов с вертикальной шкалой).

В некоторых компасах на диске нанесены деления от 0 до 360°. В этом случае показания прибора читают с помощью курсовой черты, жестко скрепленной с котелком 6 (фиг. 68, а). Лимб соединен

с пустотелым поплавком 8, на котором закреплены магниты 1 и успокоители 9 с цифрами. В этом случае показания компаса читают по шкале, жестко скрепленной с котелком (фиг. 68, б). Жидкость, заполняющая котелок, должна обладать возможно меньшей вязкостью, чтобы помешать появлению чрезмерно большого сопротивления движению картушки. Точка замерзания жидкости должна быть ниже -60°C , а точка кипения выше $+50^\circ \text{C}$; с изменением температуры плотность жидкости не должна значительно меняться. Жидкости, полностью удовлетворяющей этим требованиям, пока не найдено; в компасах применяют лигроин, плотность которого при изменении окружающей температуры меняется довольно значительно; это приводит к изменению объема жидкости и к образованию воздушных пузырьков при низких температурах или к повышению давления при высоких температурах.

Для уничтожения этого дефекта прибор снабжен компенсационной компрессивной или уводящей камерой 10. В настоящее время применяется уводящая камера, представляющая собой дополнительный объем, в который могут уходить пузырьки воздуха при понижении температуры и излишняя жидкость при ее повышении.

Компенсационная камера несколько увеличивает объем компаса, но зато обеспечивает широкие пределы компенсации.

В зависимости от назначения компаса (для штурмана или для летчика) требуемая точность его показаний различна. Компас штурмана, который называется *главным*, должен быть более точным. Компас летчика называется *путевым*. В таких компасах отсчеты показаний производятся с помощью курсовой черты, укрепленной неподвижно относительно котелка компаса, и подвижной картушки, устанавливающейся в направлении север—юг (фиг. 69).

Конструкций магнитных компасов много, но схема всех их одинакова и различны только расположение и форма шкалы (вертикальные и горизонтальные шкалы) или система отсчета.

Работа всех компасов происходит по следующей схеме. Если магнитную стрелку вывести из положения равновесия и потом отпустить, то она возвратится в исходное положение. Движение стрелки происходит под влиянием:

1. Вращающего момента $M_{вр}$, развиваемого магнитами картушки; величину момента можно найти из уравнения

$$M_{вр} = MH \sin \varphi = 2 ml H \sin \varphi,$$

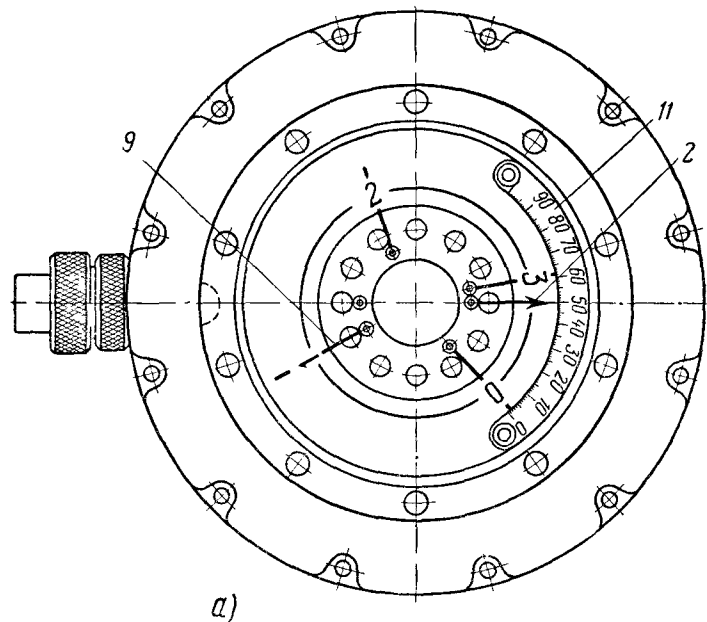
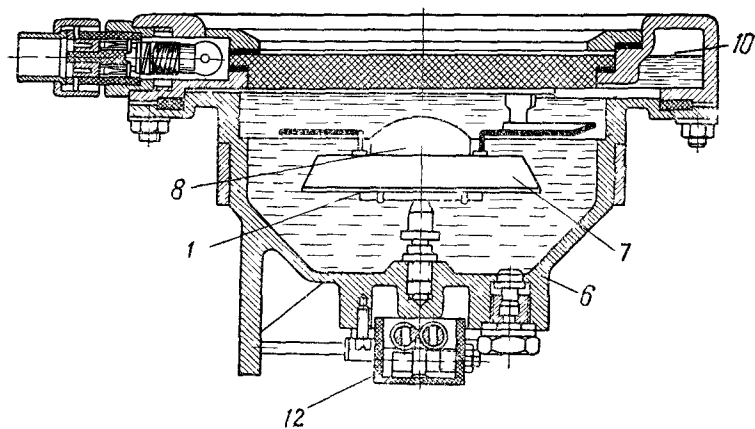
где M — магнитный момент; $M = 2 ml$;

m — магнитная масса, сосредоточенная в одном полюсе;

$2l$ — длина магнита;

φ — угол между направлением магнитных силовых линий и осью магнита (величина переменная);

H — напряженность магнитного поля Земли.



Фиг. 68 Схема устройства

а—схема компаса
1—магнит; 2—стрелка; 3—шпилька; 4—топка; 5—колонка; 6—котелок; 7—лиंब

При малых углах отклонения стрелки можно принять $\sin \varphi = \varphi$; тогда

$$M_{\text{вр}} = MH \varphi = 2 ml H \varphi.$$

2. Момент сопротивления M_c жидкости; при малых углах φ величину этого момента можно найти по формуле

$$M_c = K \dot{\varphi},$$

где K — момент сопротивления жидкости, отнесенный к единице угловой скорости $\dot{\varphi}$ картушки.

3. Момент трения шпильки о топку. Величина его настолько незначительна, что его обычно пренебрегают.

4. Момент сил инерции

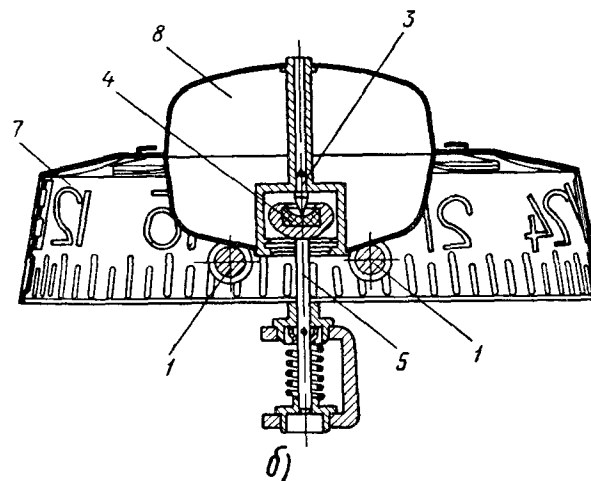
$$M_{\text{и}} = J \ddot{\varphi},$$

где J — момент инерции картушки;

$\ddot{\varphi}$ — ускорение картушки (величина переменная)

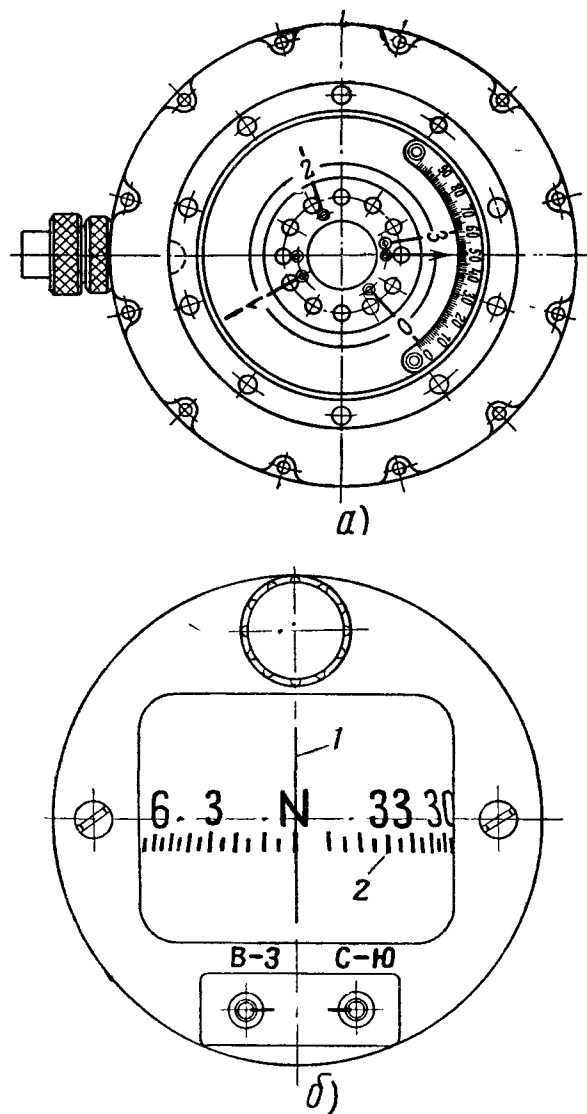
Уравнение собственных колебаний подвижной системы компаса имеет вид

$$J \ddot{\varphi} + K \dot{\varphi} + MH \varphi = 0. \quad (\text{IV. 30})$$



магнитного компаса.

б— картушка компаса
8—поплавок; 9—успокоители; 10—уводящая камера; 11—шкала; 12—девиационный прибор



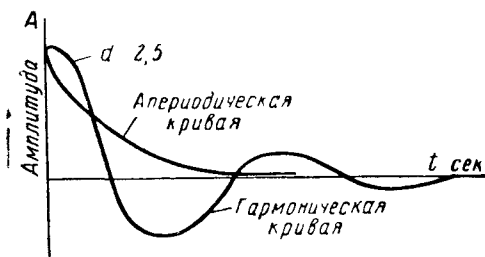
Фиг. 69. Внешний вид компаса штурмана и компаса летчика.

а—компас штурмана; б—компас летчика
1—курсовая черта; 2—шкала.

Решение уравнения (IV. 30) показывает, что в зависимости от соотношения между K и MH катушка компаса, возвращаясь к положению равновесия (к меридиану), может совершать колебательное гармоническое или аperiодическое движение (фиг. 70).

В современных авиационных компасах принят гармонический закон движения стрелки, почему сами компасы называют иногда периодическими.

Характеристики компасов. Работа периодического компаса характеризуется периодом колебания и декрементом затухания d ; последний представляет собой отношение амплитуд двух последовательных колебаний. Величину $\ln d = D$ называют логарифмическим декрементом затухания; величина декремента затухания в современных компасах колеблется от 3 до 6.



Фиг. 70. Характер движения катушки компаса при возвращении к положению равновесия.

Кроме этих характеристик, нужно знать:

а) **Время успокоения**, т. е. время, необходимое для возвращения предварительно отклоненной катушки к меридиану. У периодических компасов время успокоения колеблется от 15 до 30 сек.

б) **Увлечение**, т. е. угол, на который жидкость увлекает катушку при повороте котелка вместе с самолетом на 360° . Увлечение зависит от формы катушки, вязкости жидкости, скорости вращения и т. д. Увлечение желательно иметь наименьшим, так как при большом увлечении даже незначительное изменение курса приводит к погрешности в показаниях прибора. У современных компасов при повороте на 360° со скоростью 0,1 об/сек увлечение достигает $10 \div 12^\circ$ (при нормальной температуре).

в) **Застой**, который зависит от трения в опоре и характеризуется углом, на который предварительно отклоненная катушка не дойдет до положения равновесия. В условиях полета при вибрациях застой не превышает 1° .

Погрешности компаса

Методическими погрешностями компаса являются девиации, а также креновая и поворотная погрешности.

Девиации компаса. На компас, установленный на самолете, действует, кроме магнитного поля Земли, также магнитное поле самолета. Магнитное поле Земли создает так называемую

направляющую силу, т. е. силу, удерживающую магнитную систему на направлении магнитного меридиана. Самолетное магнитное поле, вызываемое различными металлическими деталями на самолете, можно рассматривать как состоящее из двух полей: постоянного и переменного.

Постоянное магнитное поле создают металлы, обладающие большой коэрцитивной силой, твердые в магнитном отношении; их условно называют **твердым железом**. Величина и направление этого поля относительно самолета при изменении его курса не меняется, почему оно и получило название постоянного.

Переменное магнитное поле создают металлы с малой коэрцитивной силой, быстро намагничивающиеся и перемагничивающиеся, т. е. мягкие в магнитном отношении, условно называемые **мягким железом**.

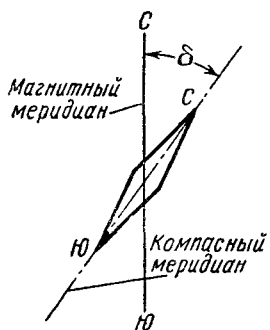
При изменении курса самолета как направление, так и сила этого поля меняются относительно самолета, почему оно и называется переменным полем.

Самолетное магнитное поле создает усилия, отклоняющие магнитную систему от направления магнитного меридиана. Угол δ между направлением магнитного меридиана и направлением, в которое установилась магнитная система под влиянием постоянного и переменного самолетного магнитного поля, называется **девиацией** (фиг. 71). Девиация считается положительной, если северный конец магнита отклоняется к востоку.

Девиация самолета является величиной переменной, так как относительное расположение устанавливающей силы, т. е. силы, удерживающей стрелку в положении магнитного меридиана, и сил, вызывающих девиацию, при изменении курса самолета меняется.

Если обозначить горизонтальную составляющую постоянного магнитного поля самолета через H_1 , то направление вектора, изображающего это усилие, составит с осью самолета некоторый неизменный, независимый от курса самолета угол α (фиг. 72). В то же время направление этого вектора относительно вектора H , изображающего горизонтальную составляющую земного магнитного поля, при изменении курса самолета меняется, вызывая изменение величины и направления усилия, производящего девиацию H_1' (фиг. 73).

Если установить самолет на такой курс k , при котором векторы H и H_1 совпадают (фиг. 73), то девиация будет равна нулю, так как производящее девиацию усилие $H_1' = 0$. Если продолжать поворачивать самолет по часовой стрелке, то силы H и H_1 , складываясь, создадут равнодействующую F (см. фиг. 72). Магнитная стрелка компаса устанавливается в направлении этой равнодействующей,



Фиг. 71. Девиация магнитной стрелки.

т. е. показывает компасный меридиан. Угол между компасным меридианом и продольной осью самолета называется **компасным курсом**, а угол между магнитным и компасным меридианами, т. е. разность между магнитным и компасным курсами, — **девиацией**.

При этом сила H_1' , производящая девиацию, меняется относительно самолета по величине и направлению. Разложив усилие H_1 на направление осей самолета xx , zz , получим составляющие H_{1x} и H_{1z} (фиг. 74), направление которых относительно самолета неизменно, а величина меняется по закону

$$H_{1x} = H_1 \sin k;$$

$$H_{1z} = H_1 \cos k.$$

Величина девиации от этих усилий определяется уравнениями

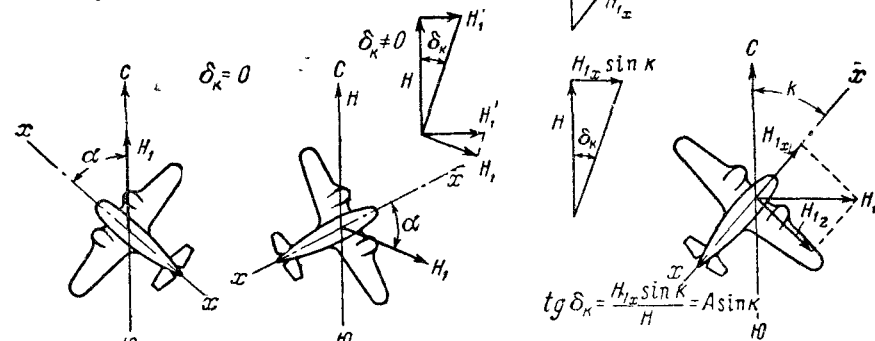
$$\Delta_1 = B \sin k;$$

$$\Delta_2 = C \cos k,$$

где k — курс самолета;

B и C — коэффициенты девиации, вызываемой твердым железом.

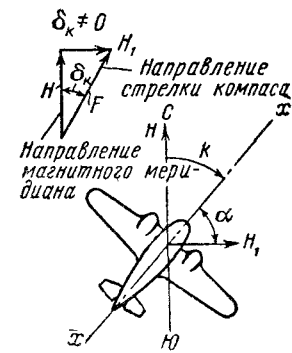
Усилия H_{1x} и H_{1z} и производимая ими девиация при развороте самолета на 360° два раза придет к нулю и два раза переменит свой знак. Поэтому девиации, возникающие под



Фиг. 73. Расположение векторов H и H_1 на различных курсах самолета.

Фиг. 74. Усилия, вызывающие полукруговую девиацию $\vec{H}_1 = H_{1x} + \vec{H}_{1z}$

влиянием постоянного магнитного поля самолета, называются **полукруговыми девиациями** (фиг. 74).



Фиг. 72. Действие составляющей постоянного поля самолета на магнитную стрелку.

H — горизонтальная составляющая земного магнитного поля; H_1 — горизонтальная составляющая самолетного магнитного поля; F — равнодействующая сил H и H_1 ; δ_k — девиация; k — курс, α — угол между вектором H_1 и осью xx самолета.

Девииции авиационного компаса, вызываемые постоянным твердым железом, могут достигать очень больших величин (порядка 40° и больше).

В конструкцию всех без исключения компасов вводится специальное устройство, называемое девиационным прибором, полностью или частично устраняющим девиацию от твердого железа.

Переменное магнитное поле, возникающее в результате действия земного магнетизма на мягкое железо (влиянием твердого железа на мягкое можно пренебречь, так как в результате его создаются усилия, направленные в одну сторону с усилиями от твердого железа, вызывающими полукруговую девиацию), дает постоянную A и четвертные D и E девиации.

Четвертные девиации меняются по закону $D \sin 2k$ (фиг. 75) и $E \cos 2k$, где k — курс.

Так как мягкого железа на самолете мало, то девиации, вызываемые им, обычно малы; поэтому специальных приспособлений для устранения этих девиаций не вводят. Девиацию компаса на самолете определяют путем последовательной установки самолета на восьми основных магнитных курсах ($0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ, 315^\circ$) с одновременным отсчетом компасных курсов. Разность между магнитным и компасным курсом является девиацией для данного магнитного курса. Кривая девиации математически выражается формулой

$$\Delta_k = A + B \sin k + C \cos k + D \sin 2k + E \cos 2k, \quad (\text{IV. 31})$$

где Δ_k — девиация;

A — коэффициент, характеризующий постоянную девиацию, вызываемую магнетизмом, индуцированным в мягком железе, и установочной ошибкой;

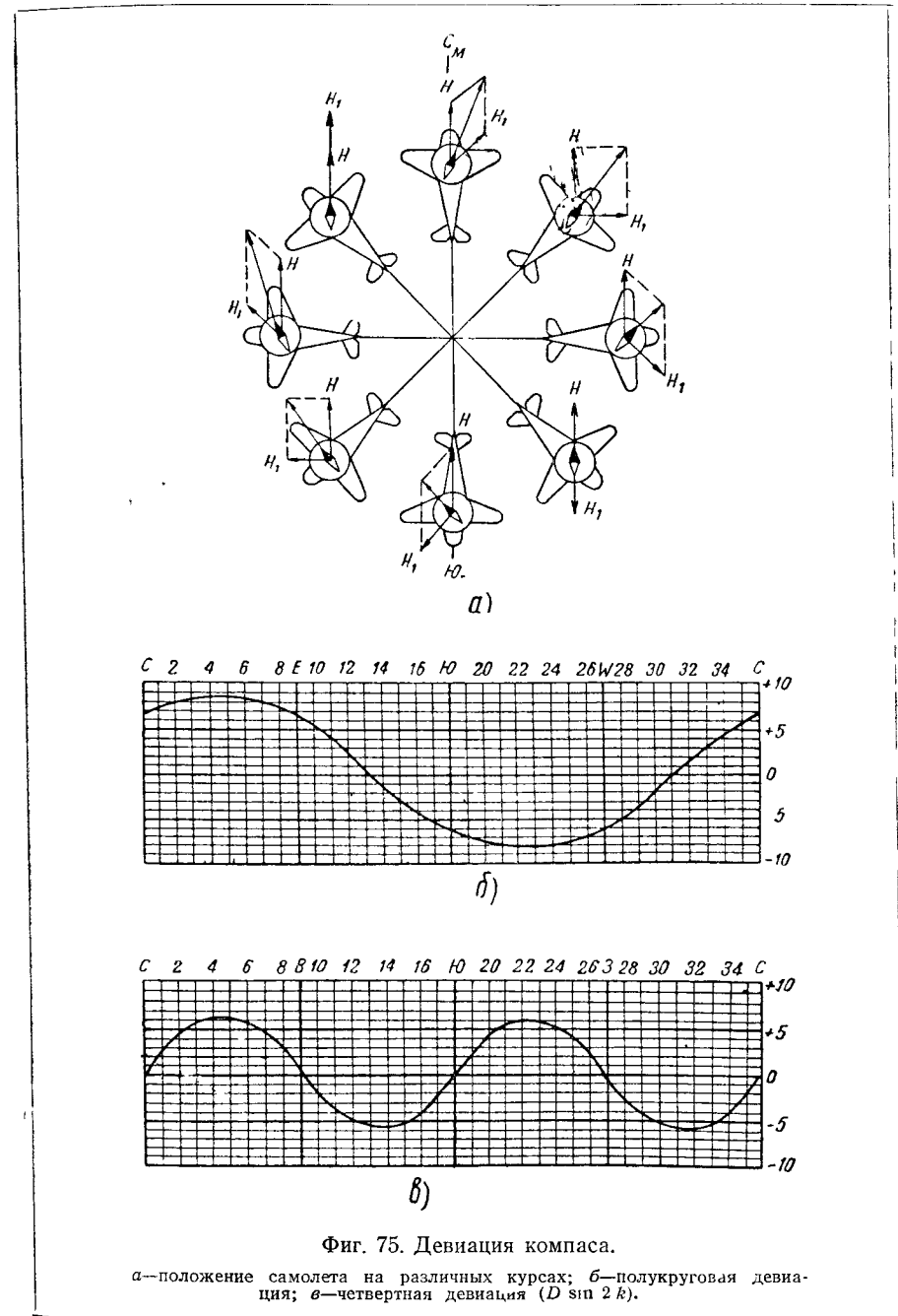
B, C — коэффициенты, характеризующие полукруговые девиации, вызванные твердым самолетным железом;

D, E — коэффициенты, характеризующие четвертные девиации, вызванные магнетизмом, индуцированным в мягком железе.

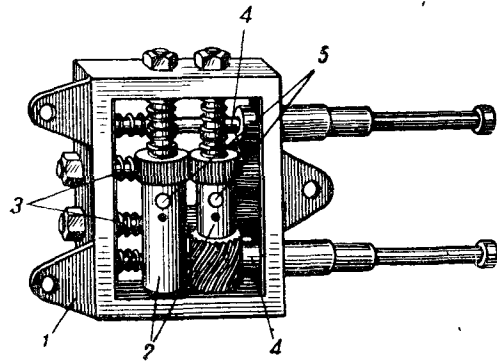
В случаях, когда девиация компаса превышает 10° , ее необходимо устранить или уменьшить. Наибольшего значения на самолете достигают полукруговые девиации, поэтому именно на устранение или уменьшение их обращено главное внимание.

Уничтожение девиации. *Постоянную девиацию*, характеризующую коэффициентом A , учитывают, поворачивая компас относительно вертикальной оси на соответствующий угол.

Полукруговые девиации, характеризуемые выражениями $B \sin k$ и $C \cos k$, уничтожают с помощью так называемого девиационного прибора, представляющего собой две пары постоянных



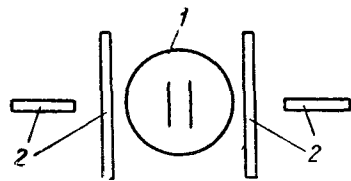
магнитов (фиг. 76), создающих моменты, по величине равные моментам, вызывающим полукруговые девиации, но направленные в противоположные им стороны.



Фиг. 76. Девиационный прибор.

1—корпус; 2—поперечные валики; 3 и 4—продольные валики; 5—магниты-уничтожители.

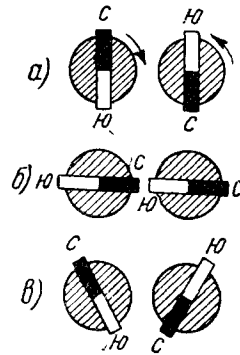
Одну пару магнитов (продольные магниты) располагают параллельно продольной оси самолета. Эта пара магнитов предназначена для компенсации усилия H_{1x} . Другую пару магнитов (поперечные магниты) располагают параллельно оси H_{1z} . Эти магниты предназначены для компенсации усилия H_{1z} . Вращением валиков 2 и 3 можно изменить положения магнитов-уничтожителей, т. е. увеличивать или уменьшать действие их магнитных полей (фиг. 77) и подобрать такие положения магнитов, при которых девиация имеет наименьшее значение. Такой девиационный прибор компенсирует только полукруговую девиацию. Четвертную девиацию нельзя устранить при помощи постоянных магнитов. Ее можно компенсировать при помощи брусков мягкого железа, помещенных симметрично сбоку, сверху или снизу компаса (фиг. 78).



Фиг. 78. Расположение брусков 2 мягкого железа около компаса 1 для уничтожения четвертной девиации.

Четвертную девиацию обычно не устраняют, а учитывают. Если же необходимо уничтожить четвертную девиацию, то это следует делать с помощью брусков мягкого железа.

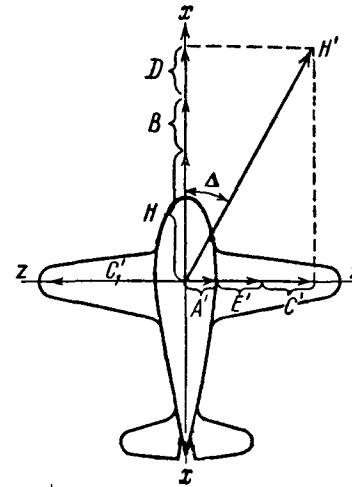
После установки компаса на самолет уничтожают полукруговую девиацию, а затем периодически проверяют работу компаса. Полукруговую девиацию устраняют в следующем порядке. Устанавли-



Фиг. 77. Принцип действия девиационного прибора.

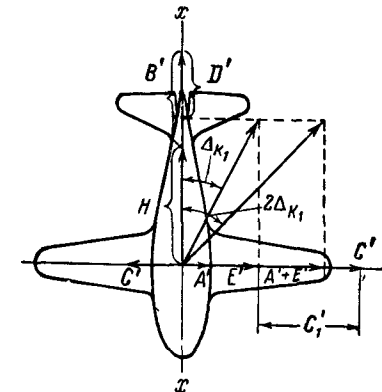
а—минимальное действие магнитного поля; б—максимальное действие магнитного поля; в—среднее положение.

вают самолет на земле на курс $k=0$; на этом курсе девиация $\Delta_k = A + C + E$, так как члены, содержащие $\sin k$ и $\sin 2k$, обращаются в нуль. Суммарное усилие действует в направлении правого крыла самолета. Для уничтожения девиации на курсе $k=0$ с помощью постоянных магнитов девиационного прибора создают усилие C_1' , по величине равное усилию, вызывающему девиацию на этом курсе, но направленное в противоположную сторону, т. е. в направлении левого крыла самолета (фиг. 79). При этом уничто-



Фиг. 79. Уничтожение девиации на северном курсе.

$$C_1' = A' + E' + C'$$



Фиг. 80. Уничтожение девиации на южном курсе.

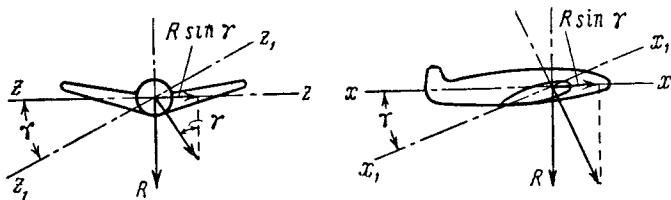
$$C_1' - C' = A' + E'$$

жается не только полукруговая девиация, но и постоянная A и четвертная E девиация на курсе $k=0$, но зато на курсе $k=180^\circ$ девиация увеличивается. При повороте самолета на 180° девиация Δ_k , определяемая уравнением $\Delta_k = A - C + E$, создается усилиями A' и E' , действующими в направлении левого крыла, и усилием C' , действующим в направлении правого крыла. Усилие $C_1' = A' + E' + C'$, созданное девиационным прибором, действует в направлении левого крыла (фиг. 80). Усилия C' и $-C'$ взаимно уничтожаются; следовательно, теперь влево действует сила $2(A' + E')$, создающая девиацию $2\Delta_k = 2(A + E)$. Девиационным прибором на курсе $k=180^\circ$ доводят девиацию до значения $\Delta_k = A + E$; при этом на курсе 0 девиация также равна $\Delta_k = A + E$.

Если теперь вновь самолет установить на курс $k=0$, то девиация будет равна $\Delta_k = A + E$, а по характеру это будет четвертная и постоянная девиация. При таком порядке работ на курсе $k=0$, а также на всех других курсах должны остаться только четвертная и постоянная девиации.

Для уничтожения девиации $B \cos k$ то же самое делают на курсах 90 и 270° . После того как полукруговая девиация уничтожена, определяют остаточные девиации на восьми основных курсах $0^\circ, 45^\circ, 90^\circ, 135^\circ, 180^\circ, 225^\circ, 270^\circ$ и 315° и составляют восемь уравнений девиаций $\Delta_0, \Delta_{45}, \Delta_{90}, \Delta_{135}, \Delta_{180}, \Delta_{225}, \Delta_{270}, \Delta_{315}$; по этим уравнениям находят значения коэффициентов A, B, C, D, E и строят график остаточной девиации, по которому уже вводят поправки в показания прибора на любом курсе.

В полете величина девиации может меняться, например, при изменении относительного положения вооружения, расходовании бомбовой нагрузки и т. д. Это является одной из причин, по которой магнитные компасы делают дистанционными.



Фиг. 81 Усилия, вызывающие креновую девиацию

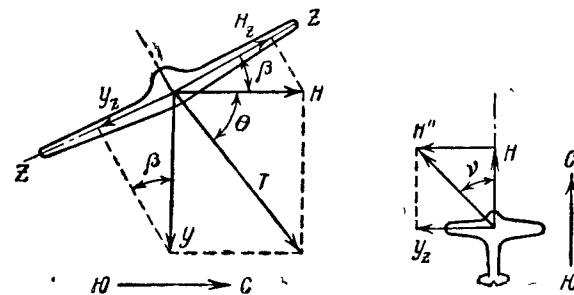
Креновая девиация. Как уже указывалось, горизонтальная составляющая H_1 земного магнетизма дает полукруговые девиации, а вертикальная составляющая Z при прямолинейном горизонтальном полете не создает девиации, так как действует в вертикальной плоскости и ее проекция на плоскость катушки равна нулю. При продольном и поперечном кренах самолета в прямолинейном полете вертикальная составляющая наклонится вместе с самолетом, а положение катушки останется неизменным относительно плоскости горизонта, т. е. усилие R даст на плоскость катушки проекции R_1 , величина которой определится уравнением

$$R_1 = R \sin \gamma,$$

где γ — угол продольного или поперечного крена. Усилие R_1 направлено при продольном крене по оси xx , а при поперечном крене по оси zz (фиг. 81). По характеру креновая девиация будет полукруговой так же, как от усилий H_{1x} и H_{1z} . В большинстве случаев креновую девиацию не уничтожают, хотя иногда она достигает значительной величины. Креновая девиация может быть уничтожена с помощью постоянных магнитов, расположенных в вертикальной плоскости.

Поворотная погрешность. Если при эволюциях самолета, например, в случае виража наклонится относительно плоскости горизонта не только самолет, но и катушка компаса, то вертикальная составляющая земного магнетизма уже не будет перпендикулярна плоскости катушки и даст проекцию Y_z ,

действующую в направлении zz . Эта проекция зависит от угла крена β катушки¹ (фиг. 82). Катушка компаса отклонится от направления магнитного меридиана. Величина погрешности зависит от курса самолета. На курсе 0° проекция Y_z направлена по поперечной оси самолета. Горизонтальная составляющая земного магнетизма проектируется на направление оси xx полностью. Складывая геометрически усилия Y_z и H , найдем равнодействующую H'' . Угол



Фиг. 82. Поворотная погрешность на курсе $k=90^\circ$.

β — поперечный крен катушки; θ — наклонение; T — полная сила земного магнетизма, Y_z — проекция вертикальной составляющей на направление оси zz ; H_z — проекция горизонтальной составляющей на направление zz ; zz — поперечная ось самолета, γ — поворотная погрешность.

между этой равнодействующей и магнитным меридианом дает величину поворотной погрешности γ :

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{Y_z}{H} = \frac{Y \sin \beta}{H}. \quad (\text{IV.32})$$

На курсе 180° картина аналогична. На курсах 90 и 270° проекция горизонтальной составляющей земного магнетизма будет действовать в направлении zz .

В этом случае

$$H' = H \cos \beta.$$

Усилие $Y_z = Y \sin \beta$ также проектируется на ось zz . Складывая геометрически эти два усилия, найдем величину направляющей силы компаса. На курсе 90° она равна $H'' = Z \sin \beta - H \cos \beta$ и направлена по оси самолета zz , совпадающей с магнитным меридианом.

Заменив Z и H через T , т. е. через полную силу земного магнетизма, можем написать

$$Z \sin \beta = T \sin \theta \sin \beta;$$

$$H \cos \beta = T \cos \theta \cos \beta;$$

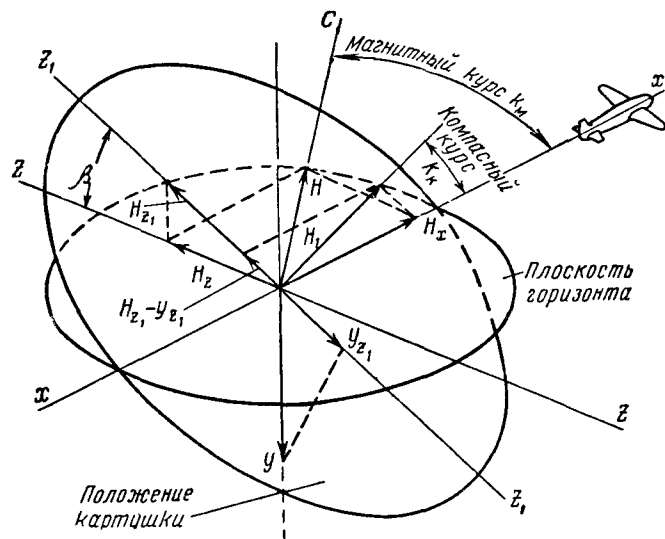
$$H'' = T[\sin \theta \sin \beta - \cos \theta \cos \beta].$$

¹ Угол β крена катушки не всегда совпадает с углом γ крена самолета

Для $\beta = 90^\circ - \theta$ выражение в квадратных скобках обращается в нуль и $H'' = 0$, т. е. в этом случае направляющей силы у компаса не будет. Если $Z \sin \beta > H \cos \beta$, то стрелка компаса установится на юг. Угол $\beta = 90^\circ - \theta$ называется критическим углом крена.

При углах крена менее критического, на курсах 90 и 270° магнитная система устанавливается на север и, хотя при этом направляющая сила H'' уменьшается, в показаниях прибора не будет погрешности.

При углах крена более критического магнитная система стремится



Фиг. 83 Поворотная погрешность на произвольном курсе.

ся повернуться на 180°; в этом случае в показаниях прибора погрешность будет. Угол между магнитным и компасным курсом называют поворотной погрешностью.

Погрешность носит такое название потому, что появляется при поворотах самолета.

Аналитическое выражение поворотной погрешности имеет вид

$$v = k_m - k_k.$$

Если в этом выражении заменить k_k через известные величины: полную силу земного магнетизма T , наклонение θ , крен β и магнитный курс k_m , то получим выражение

$$v = k_m - k_k = k_m - \arctg \left[\operatorname{tg} k_m \cos \beta - \frac{\operatorname{tg} \theta \sin \beta}{\cos k_m} \right]. \quad (\text{IV. 33})$$

Поворотная погрешность на произвольном курсе самолета показана на фиг. 83.

Инструментальные погрешности компаса вызываются застоем, увлечением, неточностью изготовления и неуравновешенностью картушки, представляющей собой маятник. Под действием периодических возмущений (например, в болтанку) магнитная система колеблется около положения равновесия.

Дистанционные компасы

Наличие на самолетах больших ферромагнитных масс, непостоянство величины и направления усилий, создаваемых этими массами (в результате изменения положения рычагов управления, турелей и т. д.), приводит не только к изменению девиаций, но и к зависимости девиации от факторов, не поддающихся учету. Невозможность устранения действия этих факторов вызвала появление дистанционных компасов, у которых датчик, обычно представляющий собой магнитный компас, устанавливается в таком месте на самолете, в котором влияние ферромагнитных масс минимально (например, в хвосте фюзеляжа или в крыльях самолета). Показания компаса через дистанционную передачу сообщаются указателю, установленному на приборной доске.

Из дистанционных приборов наибольшее распространение имеют: дистанционный гиромагнитный компас (ДГМК), потенциометрический дистанционный компас (ПДК), дистанционный индукционный компас (ДИК) и т. д. (см. ниже).

Потенциометрический дистанционный компас. Принципиальная схема потенциометрического дистанционного компаса изображена на фиг. 84.

Датчик представляет собой магнитный компас со значительно усиленной по сравнению с обычным магнитным компасом магнитной системой, состоящей из четырех магнитов длиной $l = 110$ мм и диаметром $d = 10$ мм, с магнитным моментом 120 000 единиц.

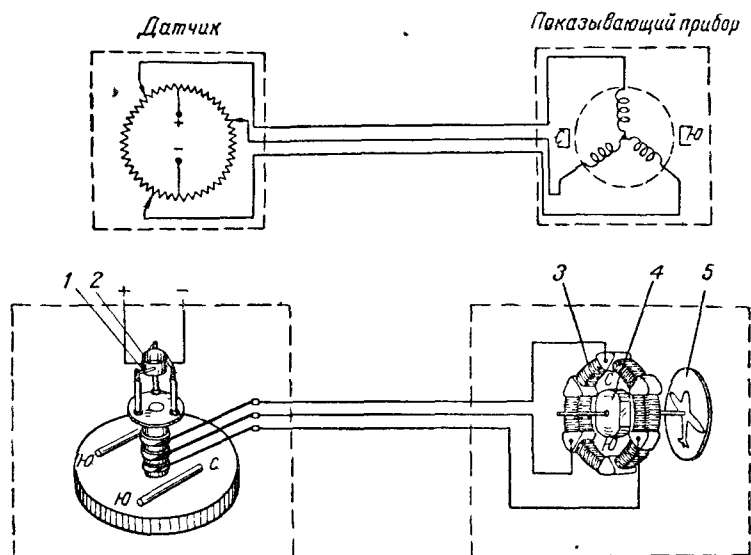
При отклонении на 90° такая система развивает момент в 2 Гсм, тогда как магнитная система обычного компаса развивает момент 0,03 Гсм. Такой большой момент необходим для преодоления трения щеток о потенциометр.

С магнитной системой компаса жестко связаны три щетки 1, расположенные под углом 120° друг к другу (три скользящих токосъемных контакта) и скользящие по потенциометру 2, укрепленному на корпусе компаса. Потенциометр получает питание от бортовой сети самолета. Магнитная система вместе со щетками сохраняет свое положение в пространстве неизменным. Потенциометр меняет свое положение вместе с самолетом при его эволюциях.

При повороте самолета меняется положение потенциометра относительно магнитного меридиана, а следовательно, и относитель-

но щеток. Таким образом, в зависимости от курса самолета меняется разность потенциалов между щетками датчика.

Напряжение, снимаемое щетками с потенциометра, подводится к трем рамкам (обмотки статора *З*) указателя, представляющего собой логометр с подвижным магнитом. Может быть также использован логометр с подвижными рамками. Положение подвижной системы указателя зависит только от распределения токов в обмотках, т. е. от положения щеток на потенциометре, причем каждому поло-

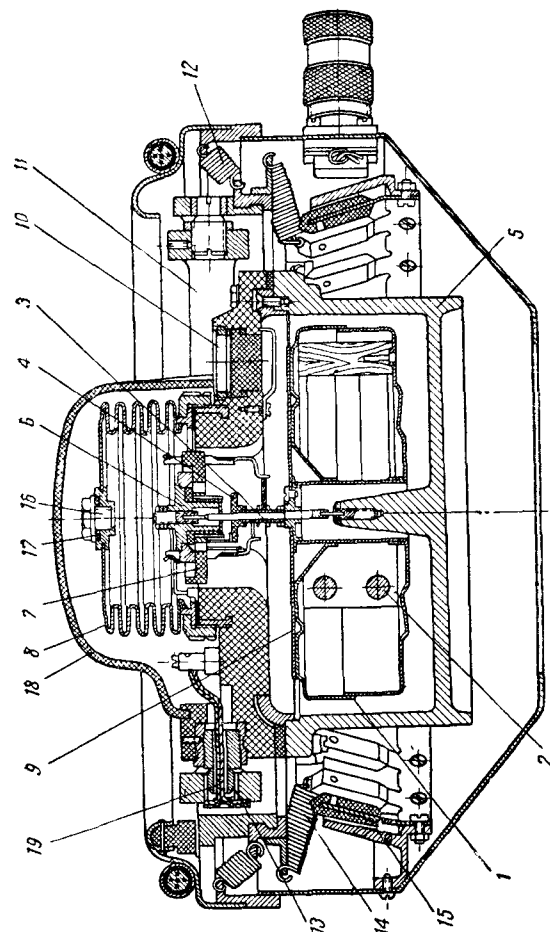


Фиг. 84. Принципиальная схема потенциметрического дистанционного компаса.

1—щетка; 2—кольцевой потенциометр; 3—статор; 4—постоянный магнит-ротор; 5—стрелка.

жению щеток датчика соответствует только одно определенное положение подвижной системы указателя. По шкалам датчика и указателя, градуированным от 0 до 360°, отсчитывают курс самолета относительно магнитного меридиана. Конструкция магнитного датчика дана на фиг. 85 и указателя — на фиг. 86. Для уменьшения влияния вибрации прибор тщательно амортизируют. Вес датчика 4 кг, вес указателя около 1 кг.

Погрешности прибора такого же порядка, как и у обычного магнитного компаса; застой $\pm 1^\circ$; увлечение при угловой скорости

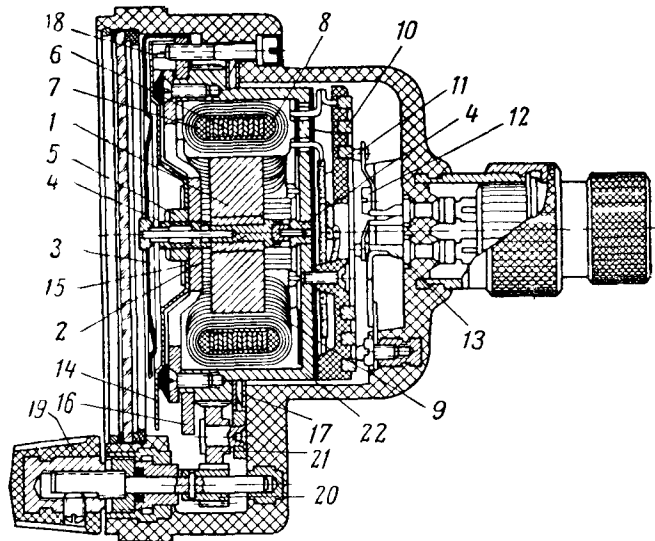


Фиг. 85 Датчик ПДК.

1—картушка; 2—постоянный магнит; 3—коллектор; 4—плоская со щетками; 5—корпус; 6—кольцевой потенциометр; 7—мостик; 8—сильфон; 9—шкала; 10—смотровое окно; 11—карданный подвес; 12—амортизационная пружина; 13—полая цапфа; 14—пружина; 15—кольцо; 16—винт; 17—прокладка; 18—кожух; 19—проводка.

1 об/мин не превышает 12° ; время успокоения при температурах от $+50$ до -60°C не превосходит 20 сек.

Погрешность дистанционной передачи компаса до $\pm 2^\circ$.



Фиг. 86. Конструкция указателя ПДК.

1—подвижной магнит, 2—ось, 3—стрелка, 4—опоры оси, 5—гайка для регулирования продольного зазора оси, 6—пермаллоевый сердечник статора, 7 и 8—щетки, 9—обмотка статора, 10—три контактных кольца, соединенные с катушками статора, 11—щетки, 12—винты для крепления щеток, 13—штупсельный разъем, 14—шкала, 15—плата, 16—кольцо, в котором поворачивается внутренний корпус, 17—плоская кольцевая пружина, 18—неподвижный визир, 19—кремальера, 20 и 21—зубчатая передача, 22—внутренний корпус

§ 3. НАВИГАЦИОННЫЕ КООРДИНАТОРЫ И АВТОШТУРМАНЫ

Автоматическое определение географических координат движущегося объекта принципиально возможно на основе использования свойства гироскопа сохранять неизменным положение своей оси в пространстве, независимо от перемещения движущегося объекта и вращения Земли, а также на основе счисления пути, основанного на измерении скорости и курса самолета.

Гироскопические устройства требуют чрезвычайно большой, технически пока еще трудно осуществимой точности. Это заставляет пока отдавать предпочтение приборам, основанным на методе счисления пути. В этом случае непрерывно и автоматически решаются уравнения

$$\varphi = \frac{360}{2\pi R} \int_0^t (V \cos k + U \cos \varphi_B) dt;$$

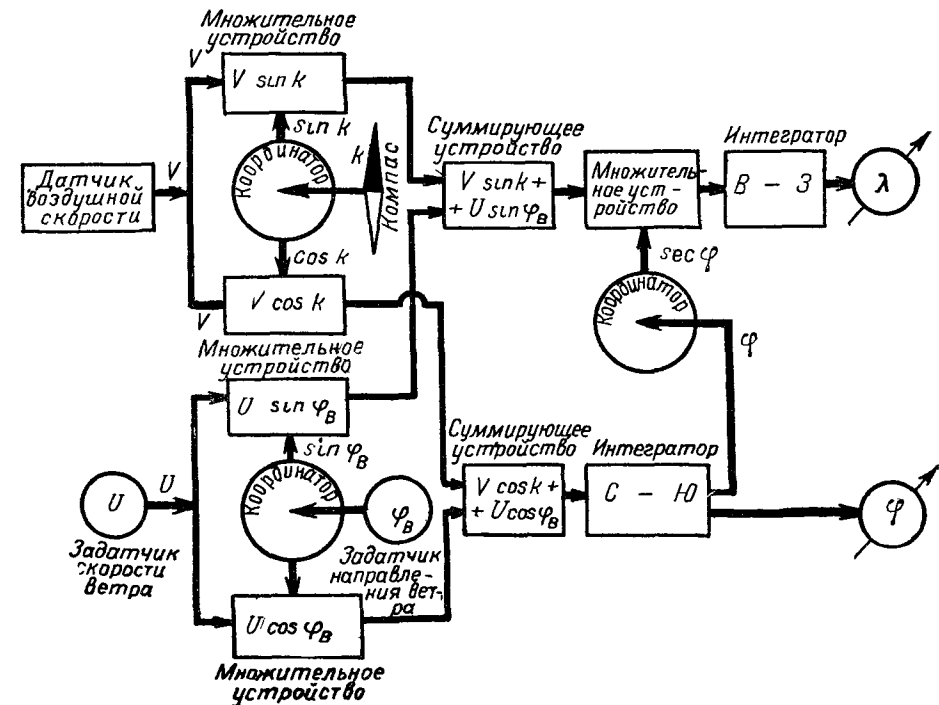
$$\lambda = \frac{360}{2\pi R} \int_0^t \frac{V \sin k + U \sin \varphi_B}{\cos \varphi} dt,$$

где U — скорость ветра;

φ_B — угол ветра, т. е. угол между меридианом и вектором ветра.

Главными частями автоштурмана (фиг. 87) являются:

а) Датчик путевой скорости. Так как такого прибора в настоящее время еще не существует, то используется указатель



Фиг. 87. Принципиальная схема автоштурмана.

истинной воздушной скорости. В некоторых приборах имеются приспособления, вносящие поправки на скорость ветра. При использовании датчика истинной воздушной скорости в показаниях автоштурмана может появиться погрешность, величина которой тем меньше, чем больше скорость полета.

б) Компасы.

в) Координатор.

Курс самолета, точнее значения $\sin k$ и $\cos k$, вводит компас (чаще всего это магнитный компас) вместе с координаторами.

г) Множительные устройства, умножающие величины воздушной скорости на $\sin k$, $\cos k$, $\frac{1}{\cos \varphi}$, а также скорость ветра U на $\cos \varphi_{\text{в}}$ и $\sin \varphi_{\text{в}}$ ($\varphi_{\text{в}}$ — угол ветра).

д) Суммирующие устройства, дающие суммы

$$V \sin k + U \sin \varphi_{\text{в}};$$

$$V \cos k + U \cos \varphi_{\text{в}}.$$

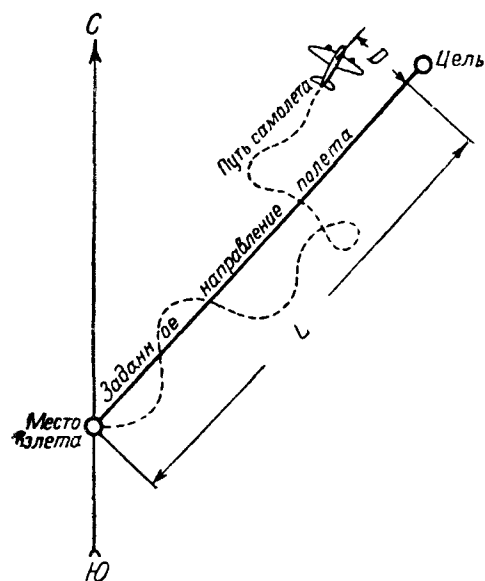
е) Интеграторы, дающие возможность получить значения широты и долготы.

ж) Указатели широты и долготы.

Так как практически часто приходится летать по заранее намеченному направлению, то положение самолета можно определить в условной системе координат (фиг. 88).

Зная величины L и D и точку вылета, можно найти значение географических координат самолета.

Наиболее полно идея автоштурмана реализуется в приборе, указывающем положение самолета непосредственно на карте. Такие автоштурманы особенно удобны для недалежных перелетов.



Фиг. 88. Определение положения самолета в условных координатах.

L — расстояние между начальным и конечным пунктом полета; D — отклонения от заданного маршрута.

При дальних полетах такой прибор требует наличия специальных карт, у которых в пределах каждого листа масштаб сохраняется постоянным, а линия равных курсов (локсодромия) прямолинейна.

§ 4. РАДИОПРИБОРЫ

В основе современных радиотехнических устройств, предназначенных для определения высоты полета, пройденного расстояния и местонахождения самолета, а также в основе радиолокационных устройств, позволяющих определить путевую скорость, угол сноса и скорость ветра, лежат принципы радиодальнометрии, разработанные крупнейшими советскими учеными А. И. Мандельштамом и Н. Д. Папалекси, а также многими советскими инженерами. Еще

в 1932 году советские инженеры Д. А. Рожанский и Ю. Б. Кобзарев разработали принципы, положенные в основу работы современных радиолокационных приборов.

Принципы определения направления на основе радиотехнических средств были разработаны М. В. Шулейкиным, А. Н. Щукиным, М. Е. Стариком и другими.

Для метеорологической разведки воздуха применяются радиозонды системы П. А. Молчанова.

Радиоприборы получают все большее распространение. Однако их внедрение не исключает применения механических и электро-механических приборов, хотя последние зачастую значительно менее точны. Это объясняется опасностью нарушения работы современной радиоаппаратуры, а также невозможностью использовать при проектировании некоторых приборов (например, указателей абсолютной или относительной высоты) принципов работы радиоприборов. Большим недостатком самолетных радиоприборов является то, что их работа зависит от работы наземного радиопередатчика.

Из радионавигационных установок наибольшее применение находят: радиоконпасы, радиополукомпасы, приемники радиомаяков, радиовысотомеры, курсовые, глиссадные, маркерные радиоприемники, радиоприемники гиперболической и круговой систем радионавигации, радиодальномеры, радиоавтоштурманы и т. д.

Весьма распространены в авиации радиовысотомеры и радиоконпасы.

Радиовысотомеры

С помощью самолетных радиовысотомеров разрешена одна из наиболее сложных задач пилотирования и навигации — задача определения *истинной высоты* полета. Знание истинной высоты необходимо для выхода на посадку, при полете над горами, для определения высоты над целью. Особенно важно знание истинной высоты при полете без видимости земли (в тумане, в облаках, ночью и т. д.).

По диапазону измеряемых высот радиовысотомеры делятся на:

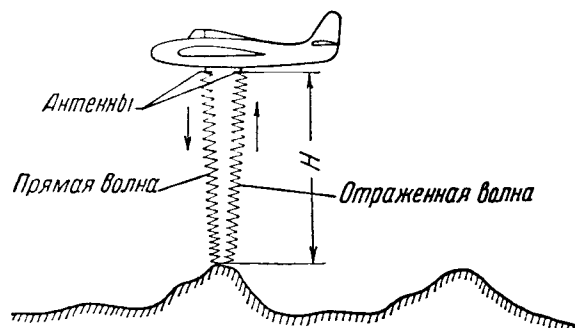
1) Высотомеры малых высот, используемые для определения высоты до 1500 м.

2) Высотомеры больших высот для высот более 1500 м.

Радиовысотомеры малых высот. Схема работы высотомера малых высот показана на фиг. 89. Передатчик, установленный на самолете, генерирует электромагнитные колебания, средняя частота которых (порядка 440 мгц) может регулироваться с помощью модулятора. Частота модуляции порядка 120 гц. Антенна передатчика непрерывно посылает на землю электромагнитные волны, которые, отражаясь от земли, принимаются антенной приемника.

Частота прямого сигнала отличается от частоты отраженного на величину, равную изменению частоты передатчика за время прохождения сигнала до земли и обратно. В силу этого в детекторе приемника, в котором складываются прямой и отраженный сигналы, возникают биения. В результате с детектора снимается напряжение низкой частоты, равное разности частот прямого и отраженного сигналов.

Это напряжение усиливается усилителем низкой частоты и через ограничитель амплитуды сигнала подается в частотомер, где преобразуется в постоянный ток, величина которого прямо пропорцио-



Фиг. 89. Схема работы радиовысотомера

нальна частоте биений. На выходе частотомера включен индикатор высоты со шкалой, градуированной в метрах. Постоянное напряжение, получаемое в частотомере, не вполне линейно зависит от высоты. Существуют способы преобразования фактической зависимости в закон прямой пропорциональности. Полученное напряжение подводится к электрическому дифференцирующему устройству, напряжение на выходе которого пропорционально производной от высоты. Следовательно, вольтметр, измеряющий напряжение, можно градуировать в значениях вертикальной скорости, т. е. на этом принципе возможно устройство вариометра.

На фиг. 90 изображены процессы, происходящие в высотомере.

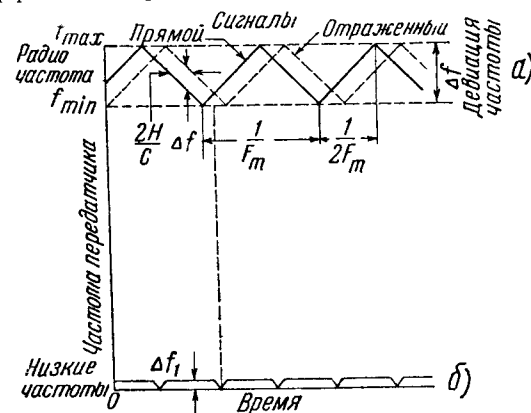
Сплошной линией показано изменение частоты сигнала, приходящего в приемник непосредственно от передатчика; пунктирной линией — изменение частоты сигнала, отраженного от земли. При постоянной высоте полета частота второго сигнала изменяется по тому же закону, что и частота первого сигнала, но с запаздыванием на время T . Чем выше летит самолет, тем больше сдвиг во времени этих двух кривых и тем больше разностная частота прямого и отраженного сигналов, характеризующая высоту полета самолета. Эту частоту называют *частотой биений*.

Частота биения, т. е. частота низкочастотных колебаний, возникающих в приемнике, представляет собой величину постоянную, за-

исключением небольших промежутков времени, когда она уменьшается до нуля. На выходе детектора возникает напряжение разностной частоты

$$F_p = f_1 - f_2 = 4 \cdot 10^6 \Delta f F \frac{H}{a} = kH,$$

где F_p — частота биений в гц;
 Δf — разность между максимальной и минимальной частотой передатчика;
 F — частота модуляции в гц;
 H — высота полета в м;
 a — скорость распространения радиоволн;
 k — коэффициент пропорциональности.



Фиг. 90. Принцип действия радиовысотомера.
 а — изменение частоты сигналов; б — частота биения.

Как правило, радиовысотомер малых высот имеет два диапазона измерений, для смены которых предусмотрен переключатель.

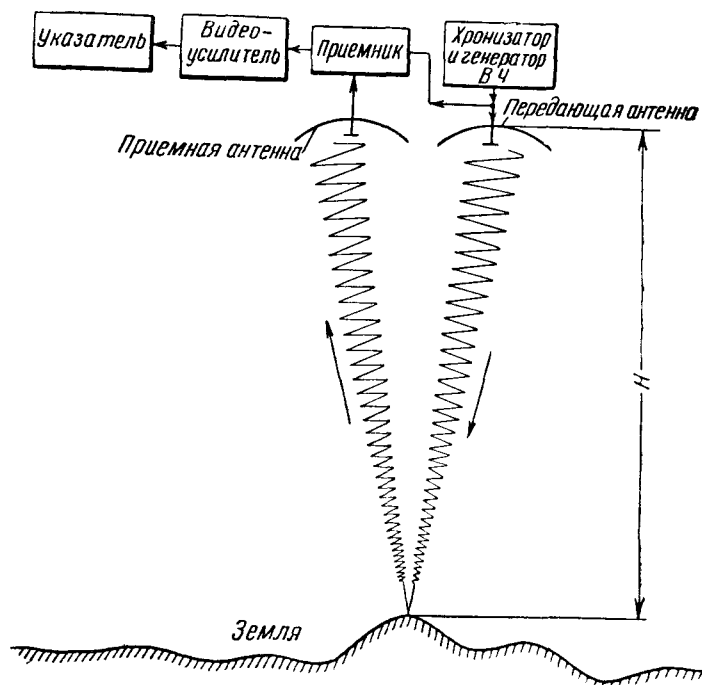
Первый диапазон от 0 до 150 м используется при взлете и посадке; *второй диапазон* — до высоты 1500 м.

Точность показания такого прибора $5\% \pm 2$ м.

Использовать частотно модулированный высотомер для измерения больших высот невозможно, так как в этом случае потребовался бы передатчик очень большой мощности, способный поглотить всю энергию электрической системы самолета.

Радиовысотомеры больших высот. Для измерения высоты полета свыше 1500 м на самолетах устанавливаются импульсные радиовысотомеры. Такой радиовысотомер состоит из импульсного радиопередатчика и радиоприемника, собранных в одном блоке, из передающей и приемной антенн (симметричные вибраторы) и из блока указателя. На фиг. 91 приведена узловная схема радиовысотомера больших высот. Мощный радиопередатчик

с узкой направленностью излучения через одинаковые промежутки времени τ посылает короткие импульсы со строго постоянной высокой частотой повторения (частота повторения 100 или 1000 гц, продолжительность 0,5 или 1 мк сек.). Такая закономерность получения импульсов обеспечивается применением специального прибора, носящего название хронизатора.



Фиг. 91. Узловая схема радиовысотомера больших высот.

Сформированные импульсы подаются на модулятор лампового генератора высокой частоты. Последний генерирует высокочастотные импульсы в дециметровом диапазоне длин волн и через антенну излучает их в нижнюю полусферу.

Интервалы времени между импульсами во много раз больше длительности самих импульсов. Импульсы излучения распространяются со скоростью света c .

В интервалах между импульсами работает радиоприемник, который принимает отраженные от земли сигналы с отставанием на время T , равное времени, которое потребовалось импульсу, чтобы дойти до объекта и вернуться обратно к приемнику после отражения. Время T зависит от высоты полета H

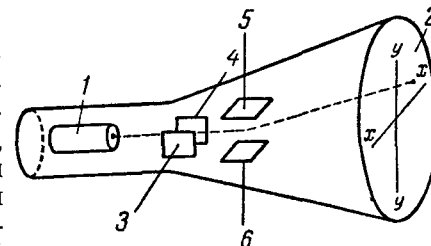
$$T = \frac{2H}{c}; \quad H = \frac{cT}{2}. \quad (\text{IV. 35})$$

Прямая пропорциональность между временем T и высотой полета позволяет определять расстояния H путем измерения времени T между получением импульсов и приемом отраженных сигналов.

Так как скорость распространения импульсов очень велика (300 000 км/сек), то время T получается очень малым (1 мк сек соответствует 150 м). В то же время точность измерения этих малых промежутков времени должна быть очень велика.

Приемник радиовысотомера построен по обычной супергетеродинной схеме. Сигналы после детектирования усиливаются в усилителе и затем подаются на указатель.

Наиболее простым и совершенным прибором измерения времени является электронно-лучевая трубка, аналогичная трубкам, применяемым в осциллографах и телевизорах. Схема такой трубки изображена на фиг. 92. Электронный прожектор 1 создает узкий пучок электронов на экране, покрытом веществом, светящимся при попадании на него электронов. В месте прохождения электронного пучка образуется яркое светящееся пятно. Если периодически быстро изменять направление пучка электронов, то светящееся пятно будет быстро перемещаться по экрану, рисуя на нем светящиеся линии. При большом числе таких перемещений в секунду, производимых в одном и том же порядке, глаз воспринимает след электронов на экране как устойчивое изображение, подобно незаметным для глаза мельканиям изображения на экране кино.



Фиг. 92. Схема электронно-лучевой трубки.

1—электронный прожектор; 2—экран; 3, 4, 5, 6—металлические пластинки.

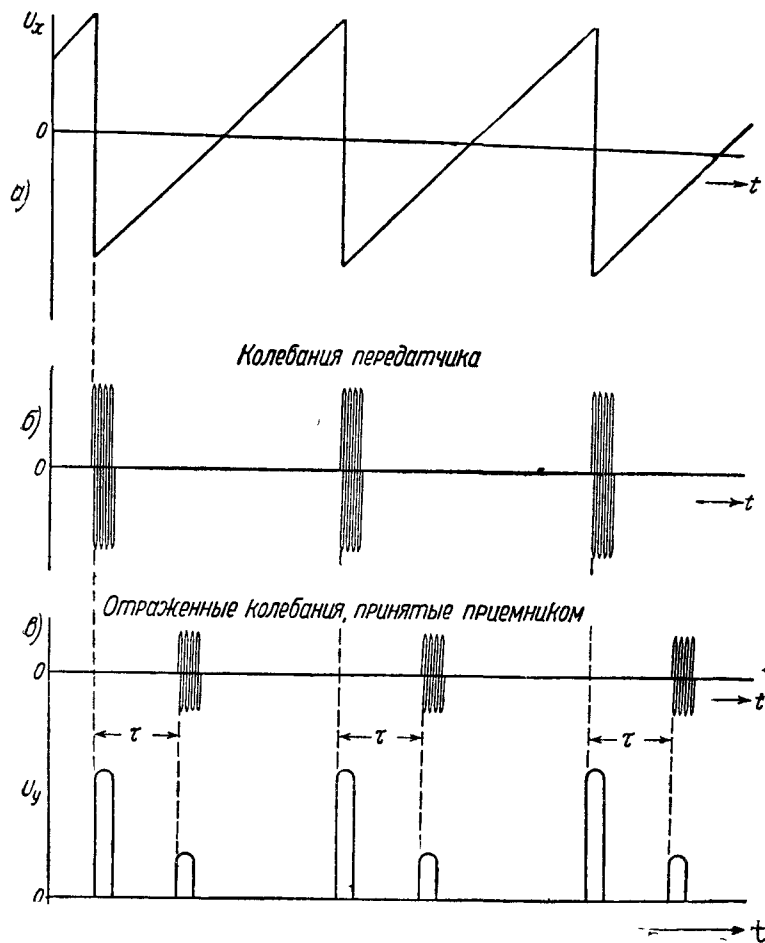
Электронный луч проходит между двумя парами металлических пластинок 3, 4, 5 и 6, расположенных во взаимно перпендикулярных плоскостях. Если подать на одну из пластинок положительное напряжение, а на противоположную — отрицательное, то электроны притягиваются положительной пластинкой и отталкиваются отрицательной.

В результате электронный луч, а следовательно, и светящееся пятно сместится в соответствующем направлении.

Таким образом, с помощью пластинок 3 и 4 можно передвигать светящееся пятно на экране по оси xx , а с помощью пластинок 5 и 6 — по оси yy .

К пластинкам 3 и 4 подводится переменное напряжение U_x , изменяющееся по пилообразному закону, как показано на фиг. 93, а. После каждого скачкообразного изменения напряжения светящееся пятно оказывается в крайнем левом положении. Далее, по мере плавного изменения напряжения U_x пятно перемещается вправо.

Когда напряжение U_x делается равным нулю, светящееся пятно находится посередине шкалы. При дальнейшем изменении напряжения на пластинке 4 оказывается все возрастающий положительный потенциал и электронный луч перемещается в крайнее правое

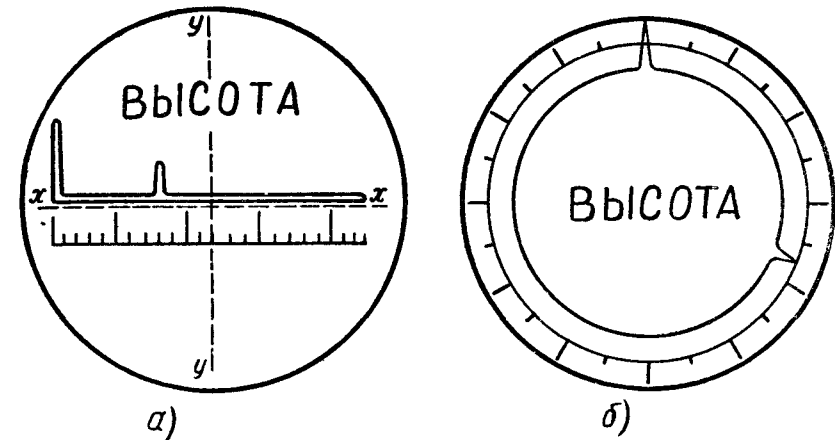


Фиг. 93 Изменение напряжений на отклоняющих пластинках электронно-лучевой трубки в импульсном радиовысотомере.

положение. В этом положении напряжение вновь скачкообразно изменяет полярность на обратную и луч, притягиваясь к пластинке 3, переходит в крайнее левое положение, после чего вновь начинает плавно двигаться вправо и т. д.

Импульсные сигналы радиопередатчика излучаются каждый раз, когда напряжение U_x претерпевает скачкообразное изменение.

В приборе производится выпрямление сигналов передатчика и приемника, в результате чего за каждый цикл изменения напряжения U_x получаются два импульса напряжения, показанные на фиг. 93, б. Эти импульсы U_y и подаются на пластинки 5, 6 электронно-лучевой трубки. Таким образом, за время своего движения вдоль оси xx электронный луч дважды отбрасывается в направле-



Фиг. 94. Указатели радиовысотомеров больших высот.

а—прямолинейное перемещение луча, б—круговое движение электронного луча

нии yy , как это показано на фиг. 94, а. Расстояние между получающимися таким образом отметками прямо пропорционально времени T между импульсами, а значит и высоте полета H .

Используя другой метод управления электронным лучом, можно вместо прямолинейного перемещения светового пятна вдоль горизонтальной оси получить круговое движение. При этом начальная отметка и отметка, соответствующая измеряемой высоте, принимают вид радиальных выступов по окружности (фиг. 94, б). Существующие образцы радиовысотомеров больших высот имеют точность измерения порядка $0,25\% \pm 20$ м.

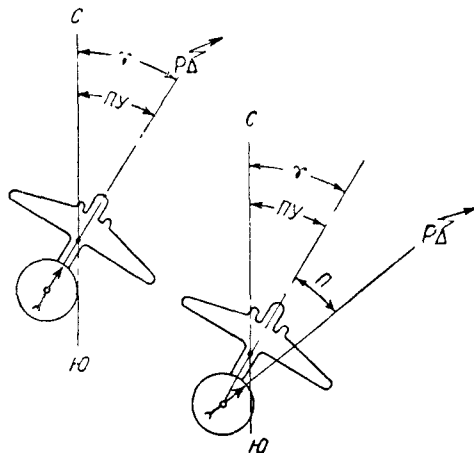
Радиополукомпасы и радиоконпасы

Методы определения местоположения самолета, основанные на применении радиополукомпасов и радиоконпасов, во многих случаях приносят авиации большую пользу, в частности, в высоких широтах, где пользование магнитными компасами затруднено или невозможно.

Радиополукомпас и радиоконпас позволяют определять направление оси самолета по отношению к наземной радиостанции. Отличие радиоконпаса от радиополукомпаса состоит в том, что второй автоматически показывает направление наземной радиостанции, а первый требует вмешательства штурмана.

Радиополукомпас дает возможность определить угол Π между направлением полета на данную радиостанцию и продольной осью самолета.

По радиополукомпасу и магнитному компасу можно определить угол истинного радиопеленга $\Pi У + \Pi$, т. е. угол между меридианом места самолета и направлением на радиостанцию (фиг. 95). Соединив все точки земной поверхности, в которых угол истинного радиопеленга имеет одну и ту же величину, получим позиционную линию, т. е. линию возможных положений самолета. В каком имен-

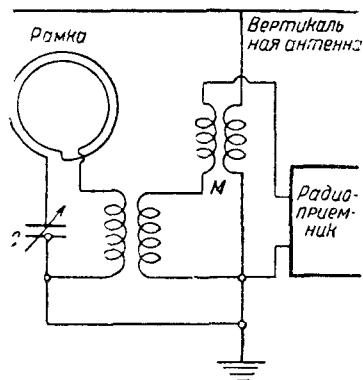


Фиг. 95. Показание радиокompаса.

R —наземная радиостанция; $\Pi У$ —путевой угол, Π —пеленг.

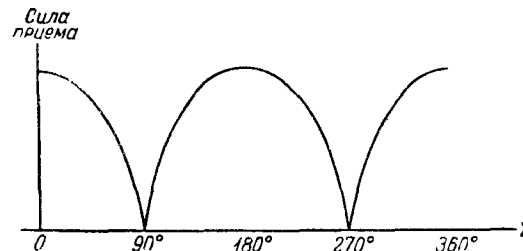
но месте на этой линии находится самолет, радиополукомпас не покажет. Для того чтобы определить местоположение самолета, прибегают к вспомогательным средствам; можно, например, найти истинный радиопеленг для двух наземных передатчиков и получить две позиционные линии, точка пересечения которых определит положение самолета. Схема радиополукомпаса приведена на фиг. 96. Прибор имеет две антенны: рамочную и открытую вертикальную. Зависимость силы приема рамочной антенны от угла γ между плоскостью рамки и направлением на радиостанцию приведена на фиг. 97. Громкость достигает наибольшей величины, когда плоскость рамки направлена на передатчик, и равна нулю при двух диаметрально противоположных положениях рамки (90 и 270°), когда плоскость рамки перпендикулярна направлению на радиостанцию. Чтобы определить, какое из положений рамки является правильным, используют открытую антенну.

Высокочастотные напряжения сигналов обеих антенн складываются в общей цепи (фиг. 96). Подбором взаимной индуктивности M добиваются равенства напряжения открытой антенны (постоянная



Фиг. 96. Суммирование сигналов рамочной и вертикальной антенн.

величина) и наибольшего значения напряжения рамочной антенны (при совпадении ее плоскости с направлением на радиопередатчик). С помощью конденсатора C добиваются совпадения по фазе напряжения вертикальной антенны и напряжения рамки в случае совпадения плоскости ее с направлением на передатчик. Это совпа-



Фиг. 97. Диаграмма направленности рамочной антенны.

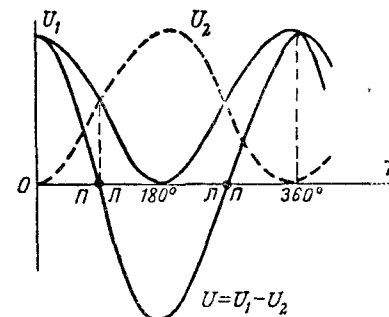
дение возможно только в одном из двух положений рамки при отсутствии слышимости, так как при диаметрально противоположном положении знак (фаза) напряжения изменится (фиг. 98).

Складывая напряжения обеих антенн, получим суммарную характеристику, по которой видно, что при $\gamma = 180^\circ$ суммарное напряжение равно нулю.

Только в этом положении рамки сигналы передатчика (наземного) не будут слышны в телефоне приемника. При $\gamma = 360^\circ$ суммарное напряжение достигает наибольшей величины.

Указанный способ определения правильного направления не является единственно возможным. Весьма часто поступают следующим образом. Если поменять концы рамки местами, то знак напряжения, поступающего от рамочной антенны, изменится на обратный; при этом суммарное напряжение равно нулю при угле $\gamma = 0$, а не при $\gamma = 180^\circ$.

В радиополукомпасе происходит периодическое переключение концов рамки, и напряжение U , подводимое к указателю, является разностью двух напряжений U_1 и U_2 , каждое из которых зависит от угла γ поворота рамки (см. фиг. 98) и имеет положительное значение на углах от 0 до 90° и на углах от 270 до 360° и отрицательное значение при углах от 90 до 270° .



Фиг. 98. Получение разностного напряжения $U_1 - U_2$ для указателя радиополукомпаса.

При напряжении $U=0$ стрелка прибора стоит на середине шкалы. Когда U положительно, стрелка отклоняется вправо, при отрицательном U — влево. В первом положении рамки, когда $\gamma=90^\circ$, уменьшение угла, т. е. поворот рамки влево в направлении нулевого положения, приводит к отклонению стрелки прибора вправо. Во втором положении, когда $\gamma=270^\circ$, такой поворот приводит к отклонению стрелки влево. Следовательно, первое положение и будет правильным, радиостанция находится вправо от перпендикуляра к плоскости рамки. Для определения линии возможных положений самолета пользуются рамочной антенной, так как при этом минимум приема более острый. Для нахождения правильного положения пользуются обеими антеннами.

С помощью радиокompаса решаются те же задачи, что и с помощью радиополукомпы, только правильное положение рамки радиокompаса находится автоматически с помощью следящей системы, устанавливающей рамку определенным образом относительно радиостанции.

Автоматический радиокompас состоит из радиоприемника, автоматически вращающейся рамочной антенны, открытой ненаправленной антенны, указателей пеленга, пульта управления и релейной коробки. При настройке приемника на волну радиостанции выходной сигнал радиоприемника приводит в действие механизм вращения рамки, заставляя его поворачивать рамку до тех пор, пока она не займет направления на радиостанцию. После установки рамки на направление радиостанции сигналы в приемнике исчезнут и вращение рамки прекратится. Рамка связана синхронной электрической передачей с указателями радиокompаса, стрелки которых изменяют свое положение при вращении рамки и останавливаются вместе с ней, показывая пеленг на радиостанцию.

Если самолет будет менять свой курс до тех пор, пока стрелки указателей не установятся на нуль, а затем будет лететь, сохраняя нулевое положение стрелок указателей, то это обеспечит ему полет на радиостанцию.

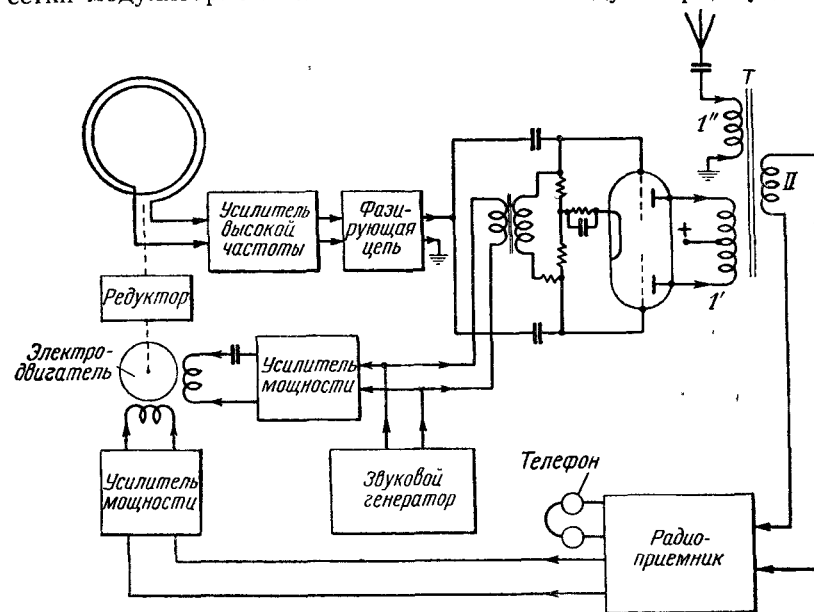
На фиг. 99 приведена электрическая схема радиокompаса.

В рамочной антенне проходящими электромагнитными колебаниями наводится ЭДС, величина которой тем меньше, чем ближе положение плоскости рамки к нормали к направлению проходящей волны. В момент, когда плоскость рамки перпендикулярна направлению волны, ЭДС в рамке равна нулю. При переходе через нулевое положение ЭДС рамки меняет свою фазу на 180° по отношению к ЭДС ненаправленной антенны. Кроме того, ЭДС в рамке отстает по фазе от ЭДС открытой антенны на 90° .

ЭДС рамки после усиления в усилительном каскаде высокой частоты подается на фазовращатель, где она получает дополнительный сдвиг фаз на 90° . Теперь ЭДС рамки может либо совпадать с ЭДС ненаправленной антенны, либо (при переходе рамки через

нулевое положение) будет иметь фазу, отличающуюся на 180° от ЭДС антенны. Балансный модулятор, куда попадает ЭДС рамки, предназначен для выявления ее фазы, а следовательно, и направления отклонения от нулевого положения.

Генератор колебаний низкой частоты (60—100 гц) подает два генерированных напряжения со взаимнопротивоположными фазами на сетки модуляторной лампы — балансного модулятора, куда так-



Фиг. 99. Принципиальная электрическая схема радиокompаса.

же подается ЭДС рамки. Диаграмма напряжения в канале балансного модулятора показана на фиг. 100.

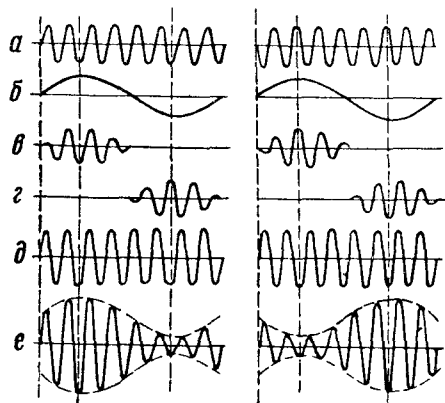
На графике (фиг. 100, а) слева и справа показано изменение напряжения в рамке при отклонении ее влево и вправо от нулевого положения. Это напряжение подается на сетки модуляторной лампы (двойной триод).

На фиг. 100, б изображено изменение напряжения от генератора низкой частоты на одной из сеток лампы. Когда это напряжение положительно, то в анодной цепи этой секции лампы проходит ток высокой частоты, соответствующий напряжению на сетке, как это показано на графике фиг. 100, в.

В это время напряжение на второй сетке модуляторной лампы отрицательно и ток в анодной цепи второй секции лампы отсутствует. Когда напряжение низкой частоты на первой сетке становится отрицательным, ток в анодной цепи этой секции прекращается. Напряжение на второй сетке делается при этом положи-

тельным и в анодной цепи второй секции проходит ток высокой частоты, как показано на фиг. 100, г. Ток этой секции лампы имеет в обмотке 1' (см. фиг. 99) трансформатора *T* направление, противоположное анодному току первой секции лампы. Поэтому ток высокой частоты на фиг. 100, г показан противоположным по фазе напряжению высокой частоты, поступающему из рамочной антенны (см. фиг. 100, а).

Во вторичной обмотке трансформатора *T* к модулированным колебаниям высокой частоты от рамок прибавляются немодулированные колебания той же частоты, поступающие из ненаправленной антенны через первичную обмотку 1". Ток в этой обмотке показан на фиг. 100, д.



Фиг. 100. Диаграмма напряжения в канале балансного модулятора.

а—сигнал рамки после сдвига фаз на 90° , б—модулирующее напряжение низкой частоты на балансном модуляторе; в—выход первой половины сигнала с балансного модулятора; г—выход второй половины сигнала с балансного модулятора; д—сигнал ненаправленной антенны; е—результатирующий сигнал после сложения модулированного сигнала и сигнала ненаправленной антенны.

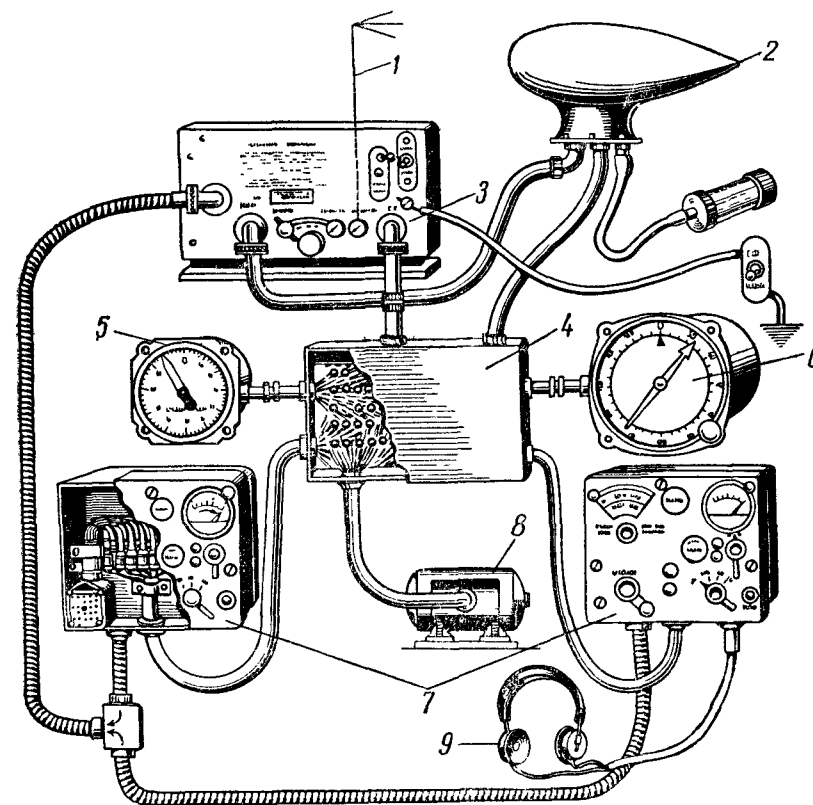
При нулевом положении рамки высокочастотные напряжения в ней отсутствуют. При этом отсутствуют и напряжения низкой частоты на выходе приемника.

Напряжение, снимаемое с выхода приемника, усиливается в магнитном усилителе мощности и питает одну из фазных обмоток двухфазного асинхронного двигателя. Вторая фазная обмотка питается переменным током от инвертора. Двигатель вращает рамку до тех пор, пока не установит ее в нулевое положение, после чего напряжение низкой частоты на выходе приемника пропадает и движение останавливается. При отклонении рамки в другую сторону напряжение низкой частоты изменяется по фазе на 180° , в результате чего направление вращения двигателя изменяется на обратное, и двигатель вновь приводит рамку в нулевое положение.

Результат сложения колебаний, изображенных на фиг. 100, в, г и д, представлен на фиг. 100, е. Это модулированные колебания, причем фаза модуляции их амплитуды определяется направлением отклонения рамки от нулевого положения.

Суммарное напряжение высокой частоты усиливается в приемнике, после чего детектируется и вновь усиливается по низкой частоте. На выходе приемника получается напряжение низкой частоты, соответствующее закону модуляции входного сигнала. Фаза этого напряжения также зависит от направления отклонения рамки.

Питание радиокompаса постоянным током (накал ламп, управление, сигнализация и т. д.) производится от бортовой сети самолета напряжением 27 в, а питание — переменным током (питание



Фиг. 101. Комплект радиокompаса.

1—ненаправленная антенна; 2—рамочная антенна; 3—радиоприемник; 4—распределительная коробка; 5—указатель легчика; 6—указатель штурмана; 7—пульты управления; 8—инвертор; 9—телефон.

цепей радиоприемника, двигателя и т. д.) от инвертора напряжением 115 в с частотой 400 гц.

Для дистанционного управления компаса имеется пульт управления. Комплект радиокompаса показан на фиг. 101.

Глава V

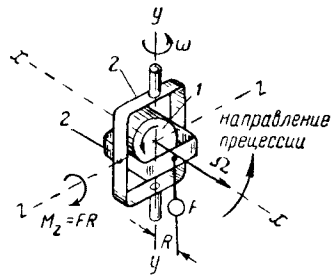
ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

§ 1. ЭЛЕМЕНТАРНАЯ ТЕОРИЯ ГИРОСКОПА

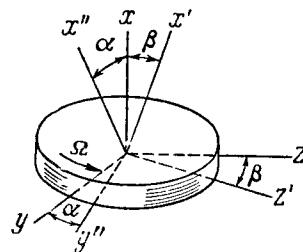
Понятие о гироскопе

В технике гироскопом называют быстро вращающийся около своей оси симметрии маховик (ротор) 1 (фиг. 102), укрепленный в одном или двух также подвижных кольцах (рамках) 2, называемых карданным подвесом.

В зависимости от устройства подвеса меняется число степеней свободы гироскопа. При двух подвижных рамках гироскоп имеет



Фиг. 102. Гироскоп с тремя степенями свободы
1—ротор, 2—рамки



Фиг. 103. Углы, определяющие направление оси ротора в пространстве
α—азимут; β—высота; Ω—скорость собственного вращения гироскопа.

три степени свободы, так как ротор может поворачиваться около трех взаимно перпендикулярных осей xx , yy , zz . Если одну рамку сделать неподвижной, то гироскоп будет иметь две степени свободы.

Ось xx вращения ротора называется главной осью, а вращение ротора вокруг этой оси — собственным вращением гироскопа. Карданный подвес позволяет оси ротора занимать в пространстве любое положение, определяемое азимутом α и высотой β (фиг. 103). Если моменты от сил тяжести относительно всех трех осей гироскопа равны нулю, то гироскоп называют астатическим. Это возможно в двух случаях:

1. Когда все три оси гироскопа xx , yy , zz пересекаются в одной точке, остающейся неподвижной при движении гироскопа и совпадающей с центром тяжести его.

2. Когда центр тяжести ротора лежит на оси xx собственного вращения; центр тяжести системы ротор — внутреннее кольцо находится на оси zz этого кольца; центр тяжести системы ротор — внутреннее кольцо — внешнее кольцо расположен на оси yy внешнего кольца.

Если момент от сил тяжести относительно осей гироскопа не равен нулю, то такой гироскоп называют гироскопическим маятником.

Гироскоп называют свободным, если на него не действуют никакие внешние силы или моменты.

При рассмотрении гироскопических явлений приходится иметь дело с вращательными движениями тела, которые характеризуются направлением оси вращения, направлением вращения и угловой скоростью вращения Ω , т. е. могут быть охарактеризованы вектором Ω этой скорости. Вектор Ω условно считаем отложенным так, что если смотреть с острия вектора, то движение ротора происходит против часовой стрелки. В этом случае система правая. Длина вектора Ω откладывается в определенном масштабе и соответствует величине этой скорости.

Величину угловой скорости измеряют в 1/сек. Если известно число оборотов в минуту n_m или в секунду n_c , то величину Ω можно найти по формуле

$$\Omega = \frac{\pi n_m}{30} = 2\pi n_c. \quad (V.1)$$

Для приближенных подсчетов пользуются уравнением

$$\Omega \approx \frac{n_m}{10} \approx 6n_c. \quad (V.2)$$

Вращательное движение вызывается моментом силы или парой сил.

Момент силы подсчитывается по формуле

$$M = FR \sin \alpha,$$

где F — сила;

R — плечо силы;

α — угол между направлением силы и осью вращения.

Если сила действует под углом 90° к оси, то

$$M = FR.$$

Момент силы изображают также в виде вектора, отложенного вдоль оси вращения и направленного так, что если смотреть с его острия, то усилие, приложенное к телу, стремится повернуть тело против

часовой стрелки. Кинетическая энергия (живая сила) вращающегося твердого тела выражается формулой

$$T = \frac{1}{2} \sum mV^2 = \frac{\Omega^2}{2} \sum mr^2,$$

но так как $\sum mr^2 = \int r^2 dm = J_x$, то

$$T = \frac{J_x \Omega^2}{2},$$

где m — масса элементарной частицы данного тела;

V — скорость, м/сек;

Ω — угловая скорость собственного вращения;

r — расстояние данной частицы от оси вращения;

J_x — момент инерции тела относительно его оси вращения, Г см сек².

Зная массу тела и форму его, можно определить момент инерции тела относительно любой оси. Если тело имеет сложную форму, то его делят на более простые тела, находят их моменты инерции относительно одной и той же оси и затем, суммируя, получают момент инерции всего тела в целом относительно той же оси. В случае, когда форма тела настолько сложна, что подсчитать моменты инерции указанным способом не удастся, момент инерции тела находят опытным путем.

Момент инерции быстро вращающегося симметричного гироскопа относительно собственной оси в дальнейшем будем обозначать через C , а относительно двух других его осей — через A .

Если на вращающееся тело действует несколько сил, сумма моментов которых относительно оси вращения равна нулю, то тело будет двигаться без углового ускорения.

Если сумма моментов, приложенных к телу, не равна нулю, то тело будет двигаться с угловым ускорением, которое измеряется приращением угловой скорости вращения в единицу времени.

Перемещение, скорость и ускорение тела, отнесенные к неподвижной системе координат, называются абсолютными, а к подвижной системе координат — относительными. Движение подвижной системы координат относительно неподвижной называется переносным и характеризуется переносной скоростью V_n и ускорением a_n .

Абсолютная скорость V некоторой точки A , совершающей сложное движение, равна геометрической сумме относительной скорости V_o и переносной скорости V_n

$$\vec{V} = \vec{V}_o + \vec{V}_n.$$

Аналогично абсолютное ускорение $\vec{a} = \vec{a}_o + \vec{a}_n$.

Если переносное движение вращательное, то к этим ускорениям необходимо добавить поворотное ускорение a_k , называемое также кориолисовым ускорением

$$\vec{a} = \vec{a}_o + \vec{a}_n + \vec{a}_k.$$

Допустим, что Oxy — некоторая неподвижная система координат (фиг. 104), а Ox_1y_1 — подвижная система координат, причем система координат Ox_1y_1 вращается равномерно с угловой скоростью ω вокруг точки O . Тогда угловое перемещение φ этой системы за время t равно

$$\varphi = \omega t.$$

Допустим, что в свою очередь точка A на оси Ox_1 перемещается относительно этой оси со скоростью $V_o = \frac{dr}{dt}$, где r — расстояние точки A от начала координат. Траекторией точки A , совершающей сложное движение, будет спираль. Абсолютная скорость V движения точки A представляет собой геометрическую сумму относительной V_o и переносной $V_n = \omega r$ скоростей этой точки

$$\vec{V} = \vec{V}_o + \vec{V}_n = \vec{V}_o + \omega r.$$

Проекции абсолютной скорости на неподвижную систему координат можно найти по уравнениям

$$V_x = V_o \cos \varphi - V_n \sin \varphi = V_o \cos \omega t - \omega r \sin \omega t,$$

$$V_y = V_o \sin \varphi + V_n \cos \varphi = V_o \sin \omega t + \omega r \cos \omega t.$$

Чтобы найти проекции абсолютного ускорения на оси x и y , возьмем производные по времени от этих выражений

$$\begin{aligned} a_x &= \frac{dV_x}{dt} = \frac{dV_o}{dt} \cos \omega t - V_o \omega \sin \omega t - \frac{dr}{dt} \omega \sin \omega t - \omega^2 r \cos \omega t = \\ &= a_o \cos \varphi - 2V_o \omega \sin \varphi - \omega^2 r \cos \varphi; \end{aligned}$$

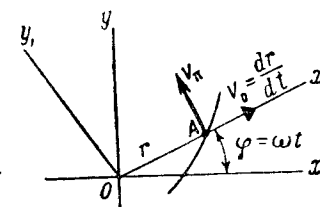
$$\begin{aligned} a_y &= \frac{dV_y}{dt} = \frac{dV_o}{dt} \sin \omega t + V_o \omega \cos \omega t + \frac{dr}{dt} \omega \cos \omega t - \omega^2 r \sin \omega t = \\ &= a_o \sin \varphi + 2V_o \omega \cos \varphi - \omega^2 r \sin \varphi. \end{aligned}$$

Так как $\omega^2 r = a_n$ (переносное ускорение), то получим уравнения для момента отсчета t , когда оси Ox_1 и Ox совпадают: $\varphi = 0$; $a_x = a_o - a_n$; $a_y = 2V_o \omega$.

Абсолютное ускорение a получим как геометрическую сумму трех ускорений

$$\vec{a} = \vec{a}_x + \vec{a}_y = \vec{a}_o + \vec{a}_n + 2\vec{V}_o \omega. \quad (V.3)$$

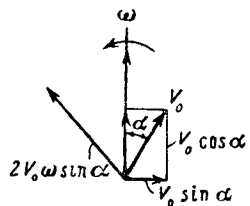
Ускорение $2V_o \omega$ называют поворотным или кориолисовым ускорением a_k . Направление этого ускорения получают поворотом век-



Фиг. 104. Определение абсолютного ускорения, когда переносное движение вращательное.

Oxy — неподвижная система координат; Ox_1y_1 — подвижная система координат; ω — угловая скорость вращения подвижной системы координат; r — расстояние точки A от начала координат; V — абсолютная скорость точки A ; V_o — относительная скорость точки A ; V_n — переносная скорость точки A .

тора относительной скорости V_0 (в нашем случае он направлен по оси Ox) на 90° в сторону переносного вращения ω . В разобранным примере поворотное ускорение направлено по оси Oy .



Фиг. 105. Поворотное ускорение тела в общем случае движения

α — угол между направлением относительной скорости и вектором переносной угловой скорости.

Если вектор относительной скорости V_0 не перпендикулярен вектору переносной угловой скорости ω и составляет с ним угол α (фиг. 105), то, разложив эту скорость на параллельную и перпендикулярную составляющие к оси переносного вращения, получим, что поворотное ускорение вызывается только перпендикулярной составляющей этой скорости $V_0 \sin \alpha$. Величина поворотного ускорения определяется выражением

$$a_k = 2V_0 \omega \sin \alpha.$$

Направление ускорения a_k получим, повернув составляющую $V_0 \sin \alpha$ на 90° в сторону переносного вращения.

Итак, рассматривая сложное движение тела с переносным вращательным движением, необходимо учитывать все три ускорения a_0 , a_n , a_k .

Основные свойства быстро вращающегося гироскопа с тремя степенями свободы

Так как решение задачи о движении гироскопа относительно неподвижной точки под действием заданных внешних сил очень сложно, то рассмотрим обратную задачу: зададим движение и найдем, какими силами или моментами оно вызывается, является ли оно результатом действия внешних сил или моментов или же происходит по инерции.

Допустим, что ротор гироскопа с тремя степенями свободы вращается вокруг собственной оси x с угловой скоростью Ω (см фиг. 102).

В то же время ось Ox , а с ней и вся система координат Oxz , связанная с гироскопом, вращается с угловой скоростью ω вокруг оси Oy (фиг. 106, а).

Относительное движение гироскопа характеризуется скоростью Ω , переносное — скоростью ω , причем $\omega \ll \Omega$.

Относительная линейная скорость любой точки B ротора (фиг. 106, б) равна $V_0 = \Omega r$, где r — расстояние этой точки от оси вращения.

Для точек, лежащих на ободе ротора, скорость V_0 , определяется выражением

$$V_0 = \Omega R,$$

где R — радиус ротора.

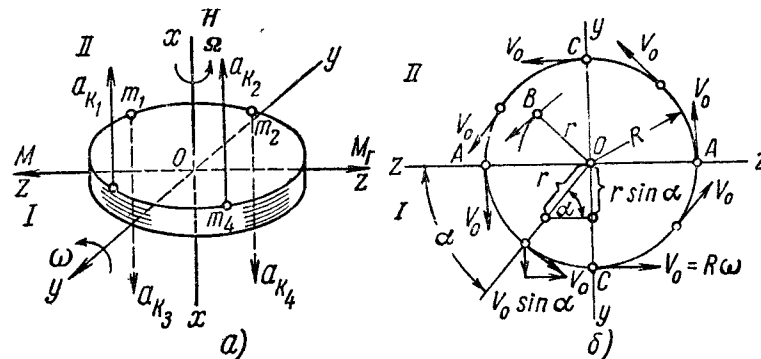
Направление скорости V_0 показано на фиг. 106, б.

Поворотные ускорения, возникающие при рассматриваемом движении гироскопа, вызываются составляющей этой скорости по оси Oz , т. е. $V_{0z} = V_0 \sin \alpha = \Omega r \sin \alpha$.

Величина поворотного ускорения определяется соотношением

$$a_k = 2V_0 \omega \sin \alpha$$

Для всех точек тела, расположенных в области I , ускорение a_k направлено вверх, а для точек, расположенных в области II , оно направлено вниз (при выбранных направлениях Ω и ω).



Фиг. 106. Прецессионное движение гироскопа

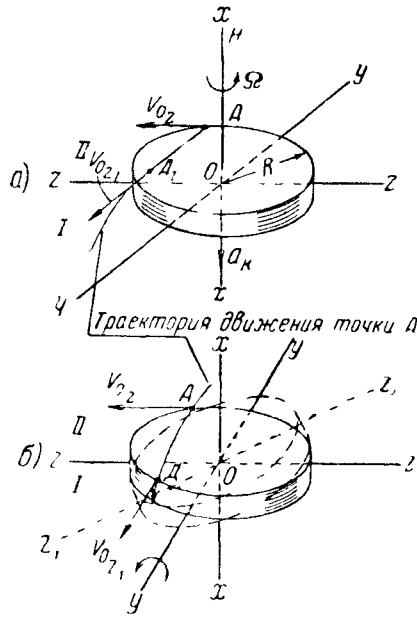
Ω — скорость относительного движения гироскопа; ω — скорость переносного движения гироскопа; R — радиус ротора; V_0 — относительная линейная скорость любой точки ротора; m_1, m_2, m_3, m_4 — массы точек, лежащих на ободе ротора; B — произвольная точка тела ротора.

В точках AA эти ускорения равны нулю [$V_{0z} = 0$], а в точках CC ускорения достигают наибольшей величины, так как $V_{0z} = V_0 = \Omega R$. Отсюда видно, что силы, создавшие поворотное ускорение и вызвавшие движение ротора вокруг оси Oy с угловой скоростью ω , образуют пару, действующую относительно оси Oz , вокруг которой по условию задачи движения нет.

Вектор момента M этой пары направлен справа налево. Таким образом, при переносном движении быстро вращающегося гироскопа вокруг оси Oy с угловой скоростью ω , вызванной парой сил, действующей вокруг оси Oz , точки m ротора обладают ускорением, направленным, как показано на фиг. 106, а. Так как эти ускорения не являются результатом действия внутренних сил (реакций внутренних связей), а появляются в результате взаимодействия составляющей относительной скорости V_0 гироскопа, направленной по оси zz (скорость V_{0z}), и переносной скорости ω , то рассматриваемое движение гироскопа вокруг оси Oy есть результат действия внешних сил или моментов. Это движение называется прецессионным, а скорость его называют скоростью прецессии. Прецессионное движение гироскопа на

первый взгляд кажется парадоксальным, так как внешний момент M действует вокруг одной оси гироскопа, а движение происходит вокруг другой его оси. На следующем примере легко убедиться в том, что это противоречие кажущееся.

Тело, перемещающееся в горизонтальной плоскости в пустоте в начальный момент времени со скоростью V , под действием силы



Фиг. 107. Траектория движения произвольной точки ротора гироскопа при его прецессионном движении.

тяжести начнет изменять траекторию своего движения (последняя будет изгибаться книзу по параболе). При этом направление вектора скорости движения тела также меняется и это изменение тем медленнее, чем больше начальная скорость тела.

Возвратимся к ротору гироскопа. Допустим, что на гироскоп (фиг. 107) с неподвижной точкой O , совпадающей с центром тяжести, действует момент пары M . Можно предположить, что на точки ротора, находящиеся в области I , действуют силы, направленные вверх, а на находящиеся в области II действуют силы, направленные вниз.

Точка A ротора перемещается со скоростью V_{0z} (линейная относительная скорость этой точки $V_0 = \Omega R$). Под действием сил направленных вниз, траектория движения точки A также должна изгибаться книзу и проекция вектора скорости ее V_{0z} на плоскость xOz также займет наклонное к плоскости горизонта положение V_{0z1} . Следовательно, точка обода A повернулась и перешла в положение D , а это значит, что и весь ротор вместе с ней повернулся вокруг оси yy так, что его ось заняла положение z_1z_1 (фиг. 107, б).

Таким образом, под действием момента внешних сил M , действующего вокруг оси zz гироскопа, вращающегося с большей относительной скоростью $V_0 = \Omega R$ вокруг оси xx , гироскоп начнет прецессировать вокруг оси yy (с угловой скоростью ω).

Найдем зависимость между моментом инерции ротора C , угловой скоростью его собственного вращения Ω , угловой скоростью прецессии ω и внешним моментом M . Направление поворотного ускорения указано на фиг. 106, величину усилия, приложенного к точке D гироскопа и вызвавшего это ускорение, можно найти по формуле

$$P = a_k m = 2 V_0 m \omega \sin \alpha = 2 \Omega \omega r m \sin \alpha.$$

Момент M_D , создаваемый силой P , найдется из уравнения $M_D = Pl$, где l — плечо момента, равное расстоянию от точки D до оси zz , следовательно, $l = r \sin \alpha$.

Тогда

$$M_D = 2\Omega \omega r^2 m \sin^2 \alpha = 2\Omega \omega m y^2,$$

так как $r \sin \alpha = y$.

В сумме все материальные точки гироскопа создадут момент, равный

$$M = 2\Omega \omega [m_1 y_1^2 + m_2 y_2^2 + \dots + m_n y_n^2] = 2\Omega \omega \sum m y^2,$$

где $m_1, m_2, m_3, \dots, m_n$ — массы материальных точек гироскопа; $y_1, y_2, y_3, \dots, y_n$ — соответствующие координаты этих точек; $\sum m y^2$ — момент инерции гироскопа относительно плоскости Oxz .

Так как ротор гироскопа обычно выполняется в виде тела вращения (приближенно в виде цилиндра), то моменты инерции его относительно плоскостей Oxz и Oxy равны между собой, т. е. $J_{xz} = J_{xy} = A$, а момент инерции C относительно оси его вращения равен $C = 2A = 2 \sum m y^2$. В таком случае внешний момент

$$M = C \Omega \omega = H \omega, \quad (V. 5)$$

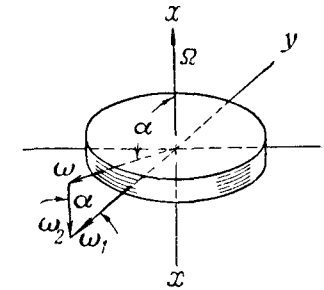
так как $C \Omega = H$ (кинетическому моменту гироскопа). Выражение (V. 5) носит название уравнения прецессии.

При быстром вращении ротора вектор кинетического момента гироскопа H практически совпадает с вектором угловой скорости Ω и одновременно с собственной осью гироскопа.

Направление прецессии гироскопа под действием внешнего момента можно найти следующим образом. При прецессионном движении гироскопа вектор кинетического момента его поворачивается, стремясь кратчайшим путем совпасть с вектором внешнего момента M (см. фиг. 106).

Рассмотрим случай, когда угол между векторами Ω и ω не равен $\frac{\pi}{2}$, т. е. когда, например ось переносного вращения ω составляет угол α с осью собственного вращения гироскопа xx (фиг. 108).

Разложим вектор ω на направление оси ротора и на перпендикулярное к ней. Вектор $\omega_2 = \omega \cos \alpha$ совпадает по направлению с вектором собственного вращения Ω , а вектор $\omega_1 = \omega \sin \alpha$ представляет собой угловую скорость прецессии вокруг оси Oy ; следо-



Фиг. 108. Движение гироскопа под влиянием момента внешних сил.

вательно, теперь в уравнение $M = H \omega$ вместо величины ω следует вводить $\omega_1 = \omega \sin \alpha = \omega \sin (\hat{\omega} \Omega)$, а уравнение прецессии в общем случае записывается в виде

$$M = H \omega \sin (\hat{\omega} \Omega). \quad (V. 6)$$

Из уравнения (V. 6) следует:

1) Прецессия, вызванная действием внешнего момента M происходит с постоянной скоростью ω , причем в момент прекращения действия внешнего момента прекращается прецессия гироскопа.

2) Если кинетический момент H ротора велик, а момент внешних сил M мал, то скорость прецессии $\omega = \frac{M}{H}$ получается очень малой, поэтому можно считать, что гироскоп практически сохраняет направление собственной оси в пространстве неизменным. Чем больше величина $H = C\Omega$, тем лучше сохраняется постоянство направления оси ротора гироскопа. Поэтому в гироскопических приборах стараются по возможности увеличивать этот момент, тем самым как бы повышая инерцию гироскопа.

3) Под действием внешнего момента M гироскоп прецессирует в направлении, перпендикулярном плоскости пары. Следовательно, внешний момент уравновешивается каким-то моментом, очевидно, моментом сил инерции. Действительно, момент, препятствующий повороту гироскопа в направлении действия внешних сил, является в основном моментом сил инерции от поворотных ускорений a_k . Этот момент равен внешнему моменту, но с обратным знаком. Он называется гироскопическим моментом¹.

$$M_r = -M = H \omega \sin (\hat{\omega} \Omega). \quad (V. 7)$$

Направление вектора гироскопического момента M_r можно найти, если повернуть составляющую вектора ω , перпендикулярную оси ротора, вокруг этой оси в сторону его вращения на 90° . Для определения направления гироскопического момента обычно руководствуются следующим правилом: гироскопический момент M_r , возникающий при повороте гироскопа

¹ В данном случае мы пренебрегаем центростремительными ускорениями от вращения с угловой скоростью ω . Силы инерции этого ускорения образуют пару как бы стремящуюся уменьшить угол $\hat{\omega} \Omega$. Внешний момент, вызвавший центростремительные ускорения, должен быть алгебраически добавлен к моменту, создавшему поворотные ускорения.

с мгновенной угловой скоростью ω , равен $M_r = -H \omega \sin (\hat{H} \omega)$. Этот момент перпендикулярен к плоскости, в которой расположены векторы H и ω и направлен так, что он как бы стремится совместить вектор H с вектором ω по кратчайшему расстоянию (фиг. 106, а). Если у астатического свободного гироскопа трение в подшипниках рамок положить равным нулю, то такой гироскоп сохраняет свое состояние покоя, и тогда направление его оси останется неизменным в пространстве, независимо от вращения ротора.

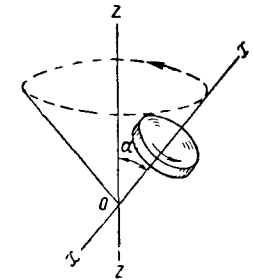
В действительности такой идеальный подвес без трения неосуществим и характер движения гироскопа с вращающимся неподвижным ротором будет различным. В механике доказывается, что если даже на гироскоп не действуют внешние моменты, то в зависимости от начальных условий ось ротора будет оставаться неподвижной в пространстве или же будет описывать круговой или эллиптический конус с периодом

$$T = \frac{2\pi}{H} \sqrt{J_z J_y}, \quad (V. 8)$$

где H — кинетический момент гироскопа;

J_y, J_z — моменты инерции относительно осей

Oy и Oz системы карданных колец вместе с ротором.



Фиг. 109. Регулярная прецессия гироскопа.

Движение оси ротора происходит без воздействия внешнего момента, т. е. по инерции. В теоретической механике его называют регулярной прецессией, а в технике нутацией. Это движение совершается с большой частотой, соответствующей примерно скорости Ω собственного вращения ротора и проявляется в виде движения оси симметрии ротора по конусу вокруг вектора кинетического момента (фиг. 109). Вследствие трения в подшипниках рамок нутационные колебания быстро затухают и остается только прецессия.

Возвращаясь к вопросу о безинерционности прецессионного движения гироскопа, необходимо отметить следующее.

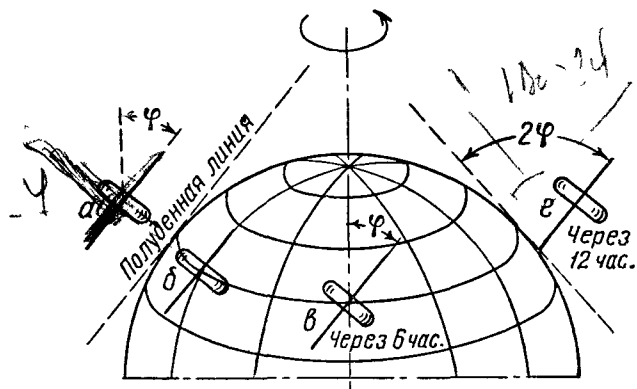
Как уже указывалось, прецессионное движение гироскопа прекращается сразу же, как только перестанет действовать вызвавший его момент.

Движение же по инерции происходит в виде нутационных колебаний, которые столь малы у быстро вращающегося гироскопа, что не могут быть замечены невооруженным глазом. Перечисленные выше свойства астатического гироскопа (с тремя степенями свободы) и особенно своеобразная устойчи-

вость его на выбранном направлении, т. е. присущая гироскопу больше, чем какому-либо другому телу, способность медленно изменять начальное положение при действии на него внешних моментов, открыли большие возможности для применения гироскопов в технике.

В настоящее время гироскопы применяются в качестве систем, сохраняющих неизменное направление относительно вертикали, меридиана, неподвижных звезд и т. д. и позволяющих определять углы наклона относительно плоскости горизонта, курс самолета или корабля и т. д., а также в качестве систем, позволяющих стабилизировать данный объект, например, самолет, в определенном положении (автопилот).

На фиг. 110 показано использование свободного гироскопа для наблюдения вращения Земли.



Фиг. 110 Кажущееся движение свободного гироскопа.

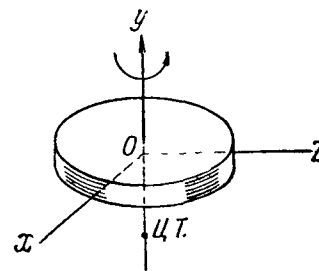
Если на ось свободного гироскопа не действуют никакие внешние силы или моменты, то она сохраняет свое положение в пространстве неизменным. Благодаря суточному вращению Земли, положение этой оси относительно полуденной линии меняется. Наблюдателю, находящемуся на Земле и перемещающемуся вместе с ней, будет казаться, что ось гироскопа поворачивается и за один оборот Земли описывает полный конус, ось которого параллельна оси вращения Земли. Наблюдатель видит кажущееся движение гироскопа.

Таким образом, если даже и удастся изготовить идеальный свободный гироскоп, то он не может быть использован для определения неизменного относительно Земли направления, так как его ось сохраняет неизменным свое направление относительно мирового пространства. Например, если ось такого свободного гироскопа в каком-либо пункте Земли была направлена по вертикали, то во

всех других точках земного шара она будет указывать прежнее направление в пространстве, т. е. направление, отличное от направления местной вертикали.

Кроме того, если такой гироскоп под влиянием каких-либо сил или моментов отклонился от начального положения, то он уже не возвратится к нему, а стремится сохранять то новое положение, в котором он оказался. Такой гироскоп не обладает избирательностью в отношении выбранного направления и одинаково «равнодушен» к любому приданному ему положению относительно Земли.

Отклонение гироскопа от начального положения может произойти под влиянием моментов сил инерции, возникающих при наличии всевозможных ускорений, при перемещении объекта, трении, остаточной неуравновешенности и т. д. Скорость этого отклонения (прецессии) при соответствующем выборе кинетического момента



Фиг. 111. Придание гироскопу с тремя степенями свободы избирательности смещением его центра тяжести.

гироскопа $H = C\Omega$ невелика. Поэтому в случаях, когда необходимо сохранение определенного направления в течение ограниченного и небольшого промежутка времени (2—10 мин.), вполне возможно применение обычного астатического гироскопа при условии обеспечения правильной установки его в начальный момент.

В случаях когда прибор эксплуатируется в течение продолжительного времени или когда невозможно гарантировать правильную установку его в начальный момент, необходимо даже при кратковременной эксплуатации придать оси гироскопа избирательность в отношении Земли, т. е. способность устанавливаться только в одном выбранном направлении.

Применяют два метода придания избирательности гироскопам с тремя степенями свободы.

Первый метод основан на смещении центра тяжести системы с неподвижной точки.

Например, для придания избирательности относительно вертикали центр тяжести системы смещают вдоль оси ротора (фиг. 111), т. е. применяют гироскопический маятник.

Восстанавливающие моменты, т. е. моменты, возвращающие ось ротора к выбранному направлению, получаются весьма простым путем; однако габаритные размеры приборов при этом увеличиваются и, кроме того, возникающие в таких приборах колебательные движения собственной оси гироскопа требуют применения демпфирующих устройств, значительно усложняющих конструкцию.

Поэтому в авиации применяется второй метод, основанный на использовании специальных механизмов (корректирующих устройств), возвращающих собственную ось гироскопа к выбранному направлению и удерживающих ее на этом направлении.

Работа корректирующих устройств основана на следующих двух принципах:

1. При отклонении гироскопа корректирующий момент, т. е. момент, создаваемый корректирующим устройством, накладывается на гироскоп так, что вызывает движение оси ротора в той же плоскости, в которой произошло отклонение, но в противоположном направлении.

Следовательно, момент, ликвидирующий отклонение оси ротора, должен действовать в плоскости, перпендикулярной этому отклонению.

2. Проверка факта отклонения гироскопа от выбранного направления определяется сравнением положения гироскопа с положением какого-то другого устройства, обладающего избирательностью относительно выбранного направления.

Это устройство иногда называют чувствительным органом коррекции. Выбор чувствительного органа коррекции зависит от того, какое неизменное направление должен сохранять гироскоп. Например, если гироскоп должен устанавливаться по вертикали (гировертикаль), то чувствительный орган выполняется в виде маятника.

Действие корректирующего устройства ставится в зависимости от сравнения положения гироскопа и чувствительного органа.

В результате получается система, сочетающая избирательность (чувствительный орган коррекции) и высокую инерционность (гироскоп с очень малой скоростью прецессии).

Благодаря этому кратковременные, случайные отклонения чувствительного органа коррекции не сказываются сколько-нибудь заметно на положении оси гироскопа, скорость прецессии которого мала.

В то же время прецессия гироскопа, возникающая под действием моментов трения, неуравновешенности гироскопа и т. д., своевременно ликвидируется с помощью корректирующего устройства.

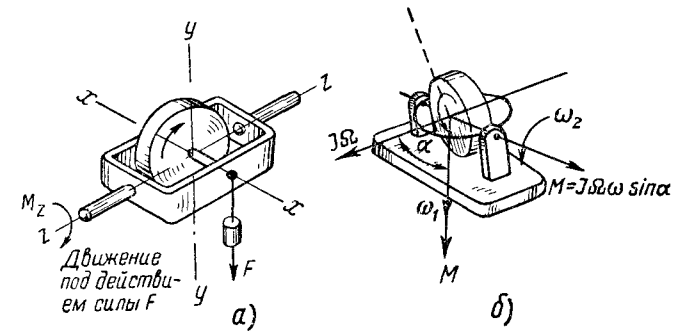
Схемы гироскопических приборов с различными корректирующими устройствами, а также характеристики корректирующих устройств описаны в § 3 и 4 главы V.

Гироскоп с двумя степенями свободы

Закрепив у гироскопа с тремя степенями свободы наружную рамку (фиг. 102), т. е. лишив его одной степени свободы (перемещения вокруг оси yy ; при этом $\beta=0$; $\dot{\beta}=0$; $\ddot{\beta}=0$), получим гироскоп с двумя степенями свободы (фиг. 112, а).

Приложим к гироскопу момент M_z , действующий вокруг оси zz .

Если бы гироскоп имел три степени свободы, то внешний момент уравновешивался бы гироскопиче-



Фиг. 112. Гироскоп с двумя степенями свободы.

ским моментом и вокруг оси yy возникло бы прецессионное движение в соответствии с уравнением

$$M_{zr} = -H \dot{\beta}.$$

Так как в нашем случае $\ddot{\beta}=0$, то гироскопический момент относительно оси zz отсутствует. Следовательно, под влиянием внешнего момента M_z гироскоп с двумя степенями свободы, несмотря на наличие собственного вращения, будет вести себя так же, как и всякое другое тело, т. е. ускоренно поворачиваться вокруг оси zz .

Предположим теперь, что на гироскоп с двумя степенями свободы не действуют никакие внешние моменты вокруг оси zz , т. е. $M_z=0$, и весь прибор установлен на подвижном основании, которое поворачивается вокруг оси yy со скоростью ω . В этом случае гироскоп как бы вновь получает утраченную степень свободы.

При этом к гироскопу прикладывается внешний момент M_y , совпадающий с направлением угловой скорости ω вращения основания.

Возникает прецессионное движение вокруг оси zz , стремящееся по кратчайшему расстоянию совместить векторы H и M_y .

Ось zz вращения ротора стремится установиться параллельно оси вращения всей системы так, чтобы направление вращения ротора Ω совпадало с направлением ω .

Такое перемещение гироскопа приводит к изменению взаимного расположения оси вращения подвижного основания и собственной оси ротора (фиг. 112, б); угол α между этими осями по мере поворота гироскопа меняется в пределах от $\frac{\pi}{2}$ до 0.

Если воспрепятствовать повороту рамки гироскопа, то образующийся при этом гироскопический момент $M_{\text{зп}} = -H \omega \sin(90 - \alpha) = -H \omega \cos \alpha$ будет воздействовать на упоры, мешающие рамке гироскопа повернуться. При постоянном кинетическом моменте гироскопа этот момент пропорционален угловой скорости поворота подвижного основания и синусу угла между осью ротора и осью поворота; эта особенность гироскопа с двумя степенями свободы используется в приборах, измеряющих угловую скорость поворота.

§ 2. ОСНОВНЫЕ ЧАСТИ И ДЕТАЛИ ГИРОСКОПОВ

По конструкции гироскопические приборы делятся на гироскопы с тремя степенями свободы и на скоростные гироскопы с двумя степенями свободы. Большинство гироскопов состоит из следующих основных узлов:

- 1) основание или корпус прибора;
- 2) ротор;
- 3) опоры;
- 4) подвес гироскопа;
- 5) двигатель ротора, если прибор электрический;
- 6) корректирующие устройства;
- 7) арретирующие устройства;
- 8) источники питания.

Рассмотрим более подробно роторы и опоры, обязательные элементы любого гироскопического прибора.

Скорость прецессии, вызываемая действием моментов внешних сил (трением в опорах, в контактах следящей системы и т. д.), зависит от величины кинетического момента H .

Для уменьшения скорости прецессии необходимо увеличить момент инерции путем увеличения веса ротора и распределения основной массы по возможности дальше от оси вращения или увеличить число оборотов ротора.

Возможности увеличения числа оборотов ротора ограничены износом опор, которые при существующих скоростях вращения ротора (10 000—25 000 об/мин) работают в тяжелых условиях. Для гироскопических приборов применяют специальные типы шарикоподшипников, одинаково хорошо воспринимающих как осевую, так и радиальную нагрузки и имеющих, во избежание нарушения балансировки, минимальные зазоры. Опоры ротора, называемые обычно главными опорами, работают в более тяжелых условиях, нежели опоры подвеса, так как ось, опирающаяся на них, вращается

со скоростью, во много раз превосходящей скорость вращения наружной и внутренней рамок.

Поэтому опоры ротора менее долговечны, чем опоры рамок.

Моменты трения, возникающие в главных опорах и опорах подвеса, по разному влияют на гироскоп. Моменты трения в главных опорах влияют только на мощность, затрачиваемую на вращение ротора, в то время как трение в опорах подвеса приводит к возникновению прецессионного движения гироскопа и снижает точность прибора.

Смещение центра тяжести гироскопа относительно различных осей также по разному влияет на поведение прибора. Перемещение центра тяжести вдоль оси yy (см. фиг. 102) не создает момента. Перемещение его вдоль оси zz на величину $\pm a$ вызывает появление момента $\pm Pa$, действующего относительно оси xx и воспринимаемого опорами наружной рамки гироскопа.

При перемещении центра тяжести гироскопа вдоль оси xx на величину аксиального зазора $\pm c$ возникает момент $\pm Pc$, действующий относительно оси zz и вызывающий прецессионное движение относительно оси yy с угловой скоростью

$$\omega = \pm \frac{Pc}{H}. \quad (\text{V. 9})$$

Следовательно, зазор в опорах подвеса допустим, но в главных опорах его необходимо свести к возможному минимуму.

Все опоры гироскопа должны быть точно изготовлены и долговечны. Кроме того, в опорах подвеса трение должно быть возможно малым, а в главных опорах должны отсутствовать аксиальные зазоры.

Материал, из которого изготавливается подшипник, должен иметь высокую твердость и износоустойчивость. В этом отношении хорошо зарекомендовали себя конструкционные перлитовые стали с содержанием 1—2% Cr, 1—1,7% C и не более 0,06% P и S.

Для колец применяют сталь ШХ-15.

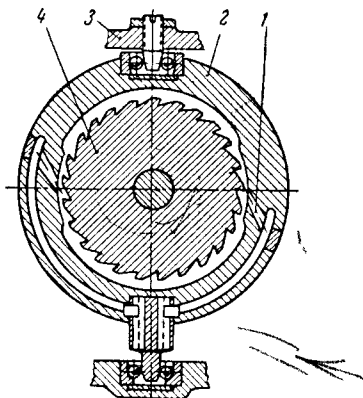
В зависимости от конструкции внутренней рамки различают роторы открытого и закрытого типа.

В роторах закрытого типа внутренняя рамка представляет собою кожух, внутри которого вращается ротор. Для поддержания непрерывного вращения ротора с постоянной угловой скоростью Ω используются либо пневматическим, либо электрическим гиромотором.

Пневматический гиромотор (фиг. 113) состоит из ротора 2 с ободом, на котором выфрезерован ряд лунок. В эти лунки ударяется воздух, подходящий из двух сопел 1, укрепленных в кожухе, являющемся внутренней рамкой. Воздух приводит ротор во вращение. Такие гиромоторы применялись очень широко несколько лет назад и встречаются еще в пневматических гироскопических приборах. В настоящее время исключительное распространение получили электрические гиромоторы, работающие на постоянном или перемен-

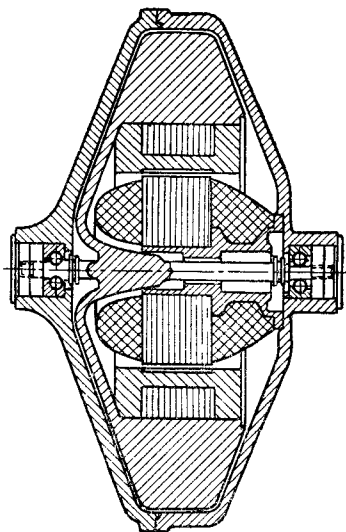
ном токе. В обоих случаях они представляют собой электродвигатели обращенного типа, т. е. у них статор расположен внутри ротора; это дает увеличение момента инерции, а, следовательно, и кинетического момента.

Гиромоторы постоянного тока удобны в том отношении, что их можно непосредственно включать в самолетную сеть постоянного тока и у них имеется только два токоподвода. Недостатком гиромоторов постоянного тока является быстрый износ трущихся деталей (коллектора со щетками), искрение и т. д.



Фиг. 113. Пневматический гиромотор

1—сопло; 2 и 3—рамки гироскопа; 4—ротор



Фиг. 114. Гиромотор переменного тока.

Гиромоторы переменного тока (фиг. 114) применяются чаще; они не нуждаются в подводе тока к ротору, имеющему короткозамкнутую обмотку типа беличьего колеса, и не имеют коллектора.

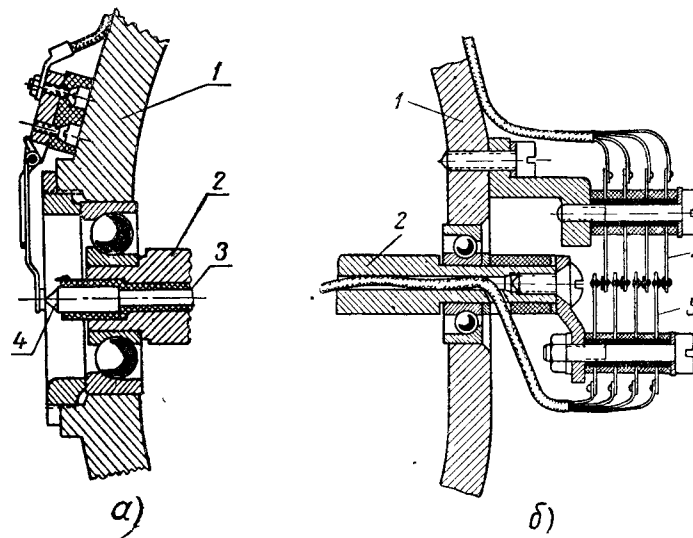
Для гиромоторов переменного тока требуется специальный генератор трехфазного тока.

Для стабилизации оси ротора относительно Земли служат маятниковые, индукционные, электромагнитные и другие корректоры. Питание подводится через подшипники подвеса к обмоткам статора. Токоподводящие устройства не должны создавать заметных дополнительных моментов, приводящих к прецессии гироскопа, и не должны ограничивать перемещение гироскопа относительно осей подвеса.

При ограниченных пределах перемещения гироскопа можно применять так называемые безмоментные волоски, т. е. спиральные пружины с минимальным моментом.

Часто применяются токоподводы, выполненные по схеме, изображенной на фиг. 115. Такие токоподводы не ограничивают вращения, но они могут быть применены только при двухпроводной системе питания в виде осевых контактов с обоих концов оси. При ограниченных перемещениях можно применять несколько осевых контактов.

В трехфазных двигателях часто применяют так называемые гребенчатые контакты (фиг. 115, б).



Фиг. 115. Подвод тока к гиромотору через подшипники.

а—осевой токоподвод; б—гребенчатый токоподвод.
1—рамка подвеса гироскопа; 2—ось; 3—изоляция; 4—контакт;
5—неподвижные контактные пластины.

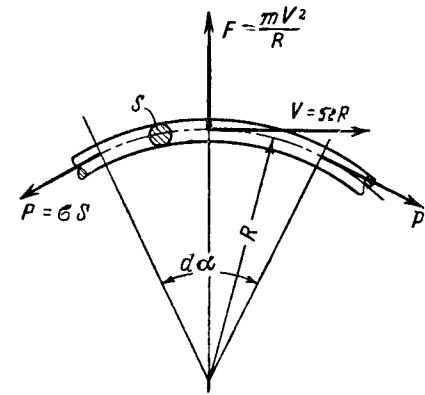
Пневматические приборы получают питание от вакуумных или нагнетательных насосов, трубок Вентури и т. д.

Электрогироскопы получают питание либо непосредственно от самолетной сети постоянного тока, либо от нее же через преобразователь, дающий трехфазный ток повышенной частоты (порядка 500 гц).

Точность показаний гироскопических приборов в значительной мере зависит от соотношения между моментами трения в подшипниках рамок и моментами корректирующих устройств. Момент корректирующих устройств должен быть в 3—5 раз больше суммы моментов трения. Для уменьшения трения в опорах применяют вибрирующие, качающиеся или вращающиеся подшипники, а также упругие опоры.

Так как ротор гиromотора вращается с очень большой скоростью, то его изготовление должно быть очень тщательным.

Ротор, а затем весь гиروزел точно балансируют, так как всякая неуравновешенность приводит к дополнительной нагрузке на опоры и вызывает погрешность в показаниях прибора. Материал ротора



Фиг. 116 Растягивающие напряжения в теле ротора

S —площадь сечения обода; P —растягивающая сила; F —центробежная сила; V —линейная скорость; σ —напряжение в обode ротора.

должен иметь большой удельный вес, быть однородным и прочным, так как в теле ротора при вращении его с большими скоростями возникают значительные напряжения. Обычно применяют латунь, сталь, бронзу.

Если известны окружная скорость V ротора, радиус R и плотность материала ρ , то напряжение σ в кольцевом обode ротора найдется из условий уравнивания центробежной силы $F = \frac{mV^2}{R}$

упругими силами растяжения $P = \sigma S$. Выделим элемент обода с центральным бесконечно малым углом $d\alpha$. Масса этого элемента $m = \rho SR d\alpha$ (фиг. 116).

Проектируя все силы на направление силы F , получим уравнение равновесия в виде

$$F = 2P \cos\left(90 - \frac{d\alpha}{2}\right) = 2P \sin \frac{d\alpha}{2} \approx P d\alpha. \quad (V. 10)$$

В виду малости угла $d\alpha$ можно вместо $\sin \frac{d\alpha}{2}$ взять величину $\frac{d\alpha}{2}$.

Подставляя значения P и F в уравнение (V. 10), найдем

$$F = \frac{mV^2}{R} = \rho S V^2 d\alpha = \sigma S d\alpha;$$

тогда

$$\rho S V^2 d\alpha = \sigma S d\alpha,$$

откуда

$$\sigma_1 = \rho V^2. \quad (V. 11)$$

Так как материал ротора, а следовательно, и заданное допустимое напряжение на растяжение σ_b известны, то максимально допустимая окружная скорость

$$V_{\max} = \sqrt{\frac{\sigma_b}{\rho}}. \quad (V. 12)$$

У ротора, имеющего форму сплошного диска радиусом R постоянной толщины, вращающегося со скоростью V , наибольшие растягивающие напряжения будут в центре диска.

Напряжения σ_2 на наружном контуре равны $\sigma_2 = \frac{1-\mu}{4} \rho V^2$, где $\mu = 0,25 \div 0,3$ —коэффициент Пуассона; напряжения в центре диска

$$\sigma_1 = \frac{3+\mu}{8} \rho V^2. \quad (V. 13)$$

Если ротор имеет в центре круглое отверстие радиусом r , то наибольшие растягивающие напряжения σ_3 на внутреннем контуре равны

$$\sigma_3 = \frac{3+\mu}{8} \rho V^2 \left(1 + \frac{1-\mu}{3+\mu} \alpha^2\right), \quad (V. 14)$$

где $\alpha = \frac{r}{R}$.

Во всех рассмотренных случаях величина напряжения будет меньше чем $\sigma = \rho V^2$ (так как коэффициент при ρV^2 меньше 1 и только для тонкого кольца, когда $R \approx r$ напряжение $\sigma_1 \approx \sigma_3 = \rho V^2$).

В расчете не учтены напряжения в теле ротора, возникающие при запрессовке оси, а также переменная толщина ротора.

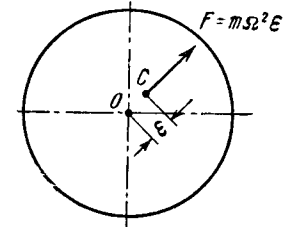
В связи с неоднородностью материала и неточностью изготовления ротор может оказаться неуравновешенным как статически, так и динамически. Статическая неуравновешенность выражается в том, что центр тяжести не совпадает с осью вращения ротора, а смещен с нее на некоторое расстояние ϵ (фиг. 117).

При вращении статически неуравновешенного ротора возникает центробежная сила $F = m\Omega^2 \epsilon$, создающая пульсирующую нагрузку.

Для устранения этого недостатка прибегают к статической балансировке роторов, выявляя неуравновешенность на специальной установке, и затем высверливают отверстия в теле ротора с более тяжелой стороны.

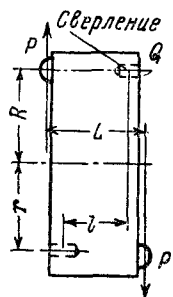
Динамическая неуравновешенность выражается в том, что хотя центр тяжести тела лежит на его оси вращения, все же возникающие при быстром вращении центробежные силы создают момент (пару сил). Такая неуравновешенность может получиться, например, в результате перекоса оси ротора при запрессовке, вследствие неоднородности материала ротора и т. д. Роторы сперва подвергают статической балансировке, а затем динамической.

После статического уравнивания ротор укрепляют в рамке и сообщают ему быстрое вращение. Если при этом возникают вибра-



Фиг. 117 Статическая неуравновешенность ротора

ции, то это указывает на динамическую несбалансированность. С помощью пластилина или воска уравнивают ротор (фиг. 118), после чего высверливают отверстия в местах, противоположных расположению воска; затем удаляют воск. Для уравнивания необходимо, чтобы вес Q высверленного металла удовлетворял равенству $Qrl = PRL$, где P — вес пластилина, r , l , R , L — размеры, указанные на фиг. 118. Статическая и динамическая неуравновешенность проверяются на специальных установках.



Фиг. 118. Динамическая балансировка ротора.

Если прибор работает на сжатом воздухе, большое влияние на скорость вращения ротора оказывает форма лопастей турбинки и направляющих сопел (тело ротора можно рассматривать как миниатюрную турбинку). При питании электрической энергией весьма важны не только подводимая мощность, но и влияющая на к.п.д. ротора технология изготовления электродвигателя, вращающего ротор. При проектировании нового гироскопического прибора конструктор в большинстве случаев не рассчитывает гиromотора, а руководствуется имеющимися на заводе нормативами.

При проектировании гироскопических приборов необходимо учитывать вентиляционные потери, т. е. потери на трение ротора о воздух, на которые может тратиться до 85–95% потребляемой гироскопом энергии.

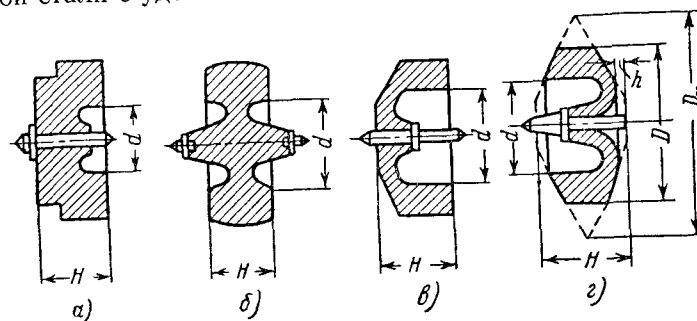
Для уменьшения этих потерь ротор делают обтекаемой чечевицеобразной формы, полируют его и помещают в специальную камеру, внутренняя поверхность которой также полируется.

На фиг. 119 приведены наиболее распространенные роторы. Роторы, показанные на фиг. 119, а, б, характерны для пневматических малоомощных гироскопов. Роторы, показанные на фиг. 119, в и г, иногда применяются в малоомощных электрических приборах. Ротор, показанный на фиг. 119, г, характерен для электрических гироскопов, вращающихся с большой скоростью.

Размеры и характеристики роторов некоторых гироскопических приборов приведены в табл. 3 и 4.

Роторы пневматических гироскопов делают из алюминиево-никелевой бронзы с удельным весом 7,7.

Роторы электрических гироскопов изготавливают из высококачественной стали с удельным весом 7,8–8,2.



Фиг. 119. Роторы гироскопических приборов.

При проектировании гироскопического прибора задаются технические условия, которым он должен удовлетворять, и предусматривается необходимая точность работы прибора и его размеры.

Таблица 3

Характеристики роторов гироскопов

Варианты роторов	Вес в г	Момент инерции в Г·см·сек ²	Число оборотов в об/мин	Угловая скорость 1/сек	Кинетический момент	Тип прибора
1	700	3,5	20 000	2094	7 330	Аншютц V-02-50
2	2 330	56	20 000	2094	117 000	Аншютц трехгироскопный
3	450	3	10 000	1050	3 150	Авиагоризонт Сперри
4	400	2	13 500	1410	2 800	Электрический указатель поворота

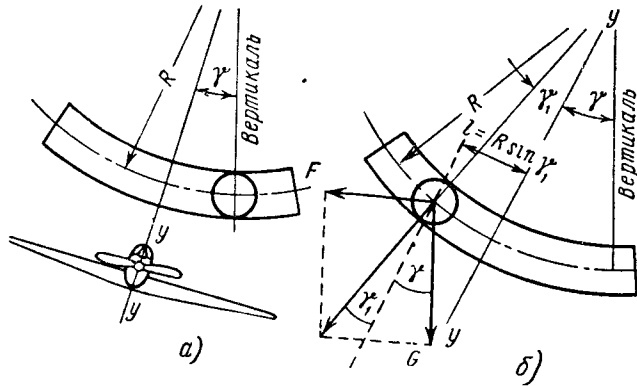
Таблица 4

Размеры роторов

Варианты роторов	D_H	H	$\frac{D_H}{H}$	D	$\frac{D_H}{D}$	h	$\frac{H}{h}$	$\frac{D_H}{h}$	$\frac{D}{h}$	d	$\frac{D}{d}$
1	84	81	1,038	60	1,40	11	7,36	7,64	5,45	35	1,77
2	146	62	2,355	130	1,122	3	20,65	48,6	43,35	51,5	2,525
3	—	26	—	55	—	—	—	—	—	15	3,67
4	—	35	—	55	—	—	—	—	—	40	1,37

§ 3. УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА И УКАЗАТЕЛЬ СКОЛЬЖЕНИЯ

При разворотах самолета показания магнитного компаса искажаются под влиянием вертикальной составляющей магнитного поля Земли настолько, что в некоторых случаях прибор совсем не указывает поворота и даже указывает поворот в противоположную сторону (поворотная погрешность). Поэтому при разворотах самолета не пользуются магнитным компасом и прибегают к помощи указателя поворота, представляющего собой комбинированный прибор, состоящий из гироскопа с двумя степенями свободы и маятникового указателя скольжения. Указатель поворота показывает вращение самолета вокруг вертикальной оси, а также скольжение его.



Фиг. 120 Крен самолета.

а—работа указателя скольжения при правильном выраже,
б—работа указателя скольжения при выраже со скольжением
 γ —действительный (абсолютный) крен вправо, γ_1 —кажущийся крен влево

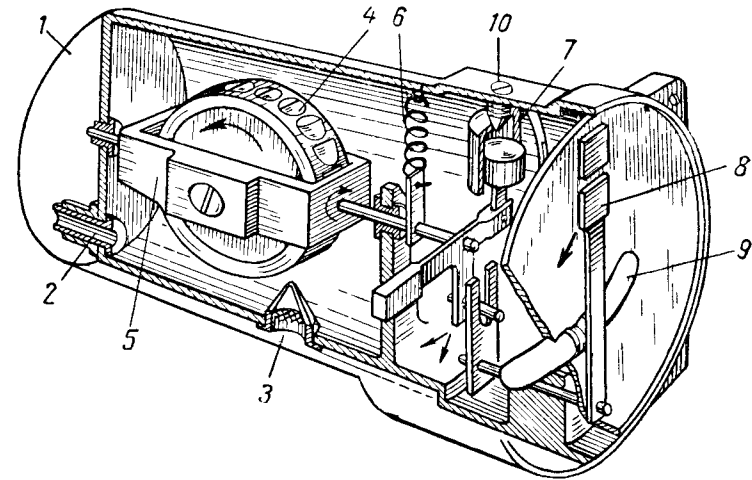
Указатель скольжения (фиг. 120) представляет собой стеклянную трубку, изогнутую по окружности радиуса R и заполненную жидкостью; внутри трубки помещен тяжелый шарик, свободно перемещающийся по трубке. Поведение шарика аналогично поведению маятника длиной R с массой $m = \frac{G}{g}$, где G — вес шарика, а g — ускорение силы тяжести.

Когда трубка наклоняется, шарик занимает в ней нижнее положение, и линия, соединяющая центр тяжести шарика с центром окружности трубки, совпадает с направлением вертикали. При правильном выраже эта линия совпадает с направлением кажущейся вертикали, т. е. при правильном выраже шарик займет в трубке среднее положение (фиг. 120, а).

На выраже к шарiku приложены силы тяжести $G = mg$ и центробежная сила $F = mV\omega$ (фиг. 120, б). Смещение шарика от середины трубки при угле скольжения γ_1 равно $S = \frac{2\pi R}{360} \gamma_1$, т. е. величина сме-

щения пропорциональна углу скольжения и радиусу трубки. Для успокоения колебаний шарика, возникающих при действии на него ускорений, трубку заполняют жидкостью. Демпфирование шарика тем сильнее, чем меньше зазор между ним и внутренней стенкой трубки (берется $\approx 0,5$ мм) и чем больше вязкость жидкости. В качестве демпфирующей жидкости часто применяют толуол.

Принципиальная схема указателя поворота в сочетании с указателем скольжения приведена на фиг. 121. Чувствительным элементом прибора является гироскоп с двумя степенями свободы (вращение около осей xx и zz , показанных на фиг. 112, а).



Фиг. 121. Схема указателя поворота.

1—корпус, 2—штуцер; 3—отверстие для входа воздуха; 4—ротор, 5—рамка;
6—пружина, 7—успокоитель, 8—стрелка, 9—указатель скольжения, 10—регулирующий винт

При наклонах гироскопа вокруг продольной и поперечной осей самолета прецессионного движения не возникает. Поворот самолета относительно оси yy вызывает появление гироскопического момента и поворот рамки гироскопа вокруг оси xx в соответствии с уравнением $M_y = -H\omega \cos \alpha$. Момент M_y уравнивается моментом, развиваемым стальной пружиной 6, соединяющей рамку гироскопа с корпусом прибора. В результате действия двух этих моментов стрелка прибора 8 отклоняется.

Момент, развиваемый пружиной, равен $M_{пр} \approx c\delta$, где c — момент, развиваемый пружиной при повороте рамки на 1° , т. е. коэффициент жесткости пружины; δ — угол поворота рамки гироскопа около оси xx . Гироскопический момент

$$M_{г} = -J\Omega \sin \alpha = -H\omega \sin \alpha,$$

где J — главный момент инерции гироскопа;
 Ω — угловая скорость вращения ротора;

ω — угловая скорость поворота самолета;
 α — угол между осью вращения самолета и осью ротора;
 В положении равновесия

$$J\Omega \omega \sin \alpha = H\omega \sin \alpha = c\delta.$$

или

$$c\delta = J\Omega \omega \cos(\delta - \gamma),$$

но

$$\cos(\delta - \gamma) = \cos \delta \cos \gamma + \sin \delta \sin \gamma.$$

Практически угол δ наклона рамки не превышает 15° ; поэтому можно написать

$$\cos(\delta - \gamma) \approx \cos \gamma + \delta \sin \gamma.$$

Так как в этом случае

$$\cos \delta \approx 1, \text{ а } \sin \delta = \delta,$$

то можно написать

$$c\delta = J\omega\Omega (\cos \gamma + \delta \sin \gamma)$$

и

$$\delta = \frac{J\omega\Omega \cos \gamma}{c - J\omega\Omega \sin \gamma}. \quad (V. 15)$$

Угол δ поворота рамки гироскопа около оси xx зависит не только от угловой скорости ω поворота самолета, но также от кинетического момента H гироскопа, угла крена γ и упругих свойств пружины c . Так как некоторые из этих величин, например, угол γ во время полета могут меняться и изменения эти не учитываются в приборе, то указатель поворота указывает только направление поворота, а не величину угловой скорости самолета.

Чтобы движения стрелки были плавными, без резких колебаний, рамка гироскопа 5 соединяется специальной тягой с успокоителем 7 , состоящим из цилиндра, жестко присоединенного к корпусу прибора, и поршня, связанного с рамкой 5 гироскопа.

В стенке цилиндра имеется капиллярное отверстие, соединяющее внутреннюю полость цилиндра с атмосферой и перекрываемое регулировочным винтом 10 . При резких поворотах рамки, т. е. при быстром перемещении поршня успокоителя, воздух не успевает пройти через капилляр, возникает тормозящая сила, предотвращающая колебания рамки гироскопа, а следовательно, и стрелки прибора. Степень успокоения регулируется изменением площади сечения капиллярного отверстия с помощью регулировочного винта 10 , положение которого можно изменять, поворачивая его головку, расположенную на внешней стороне корпуса прибора. Такой способ создания демпфирующей силы не является единственным.

Ротор 4 гироскопа может приводиться в движение как пневматическим, так и электрическим двигателем. В последнее время большое распространение получили приборы с электрическим гироскопом,

ром, причем все чаще и чаще применяются комбинированные электрические приборы, у которых в одном корпусе объединены указатель поворота, авиагоризонт и указатель скольжения.

На фиг. 121 показана схема пневматического указателя поворота. Ротор вращается в двух радиально-упорных шарикоподшипниках, смазка которых производится через специальное отверстие в корпусе прибора.

Межцентровое расстояние в шарикоподшипниках регулируется с помощью специальных винтов, расположенных на корпусе прибора. Рамка вместе с ротором тщательно отбалансирована.

Стрелка 8 укрепена на одной оси с вилкой, снабженной противовесом, балансирующим весь узел.

Так как прибор не дает возможности измерять скорость поворота [см. уравнение (V. 15)], то шкала его имеет только три деления: среднее, соответствующее нулевой скорости поворота, и два крайних (неоцифрованных).

На лицевой стороне прибора смонтирован указатель скольжения, представляющий собой маятник.

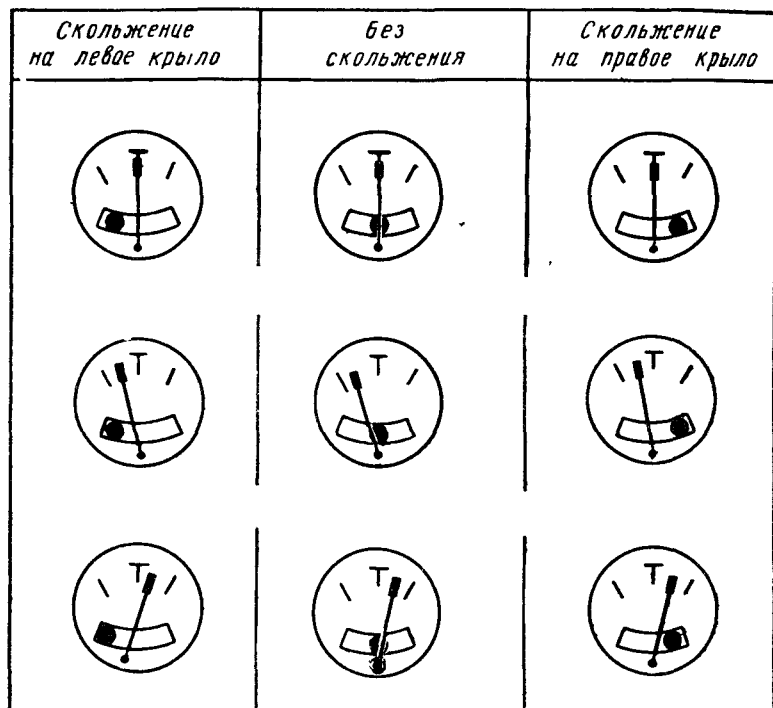
Положения стрелки указателя поворота и шарика указателя скольжения при различных эволюциях самолета приведены на фиг. 122.

При прямолинейном полете и во время правильного виража шарик указателя скольжения занимает среднее положение. По положению шарика указателя скольжения судят о том, летит ли самолет со скольжением. По положению стрелки указателя поворота судят о разворотах. Стрелка занимает среднее положение при прямолинейном полете; при правом вираже она отклоняется вправо, при левом — влево.

Основные характеристики пневматического указателя поворота

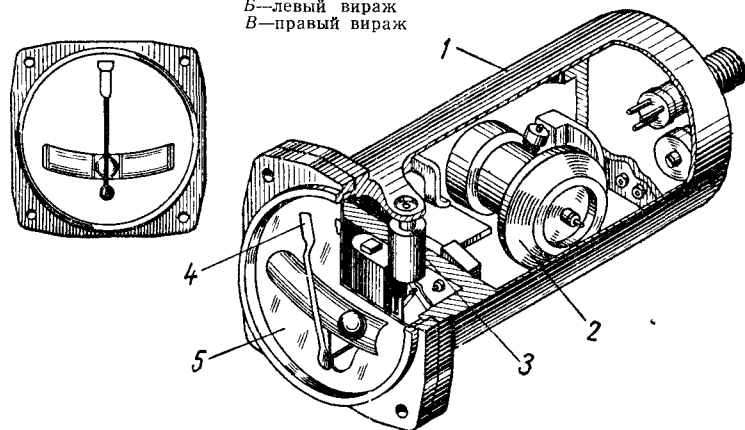
Диаметр корпуса	80 мм
Длина корпуса	115 "
Момент инерции ротора	0,5 Гсм сек ²
Жесткость пружины	160 Гсм/рад = 2,8 Гсм/град
Скорость вращения ротора (при нормальном вакууме, равном 50 мм рт. ст.)	7000 ÷ 8000 об/мин
Угол застоя	±1°
Отклонение стрелки при скорости поворота 6° в сек. (360° в мин.)	26 ÷ 30°
Радиус кривизны трубки указателя скольжения	140 мм
Диаметр шарика	11 "
Вес прибора	650 Г

Так как прибор имеет только одно оцифрованное деление (нулевое), то погрешность прибора и в частности шкаловую ошибку проверяют на нулевом делении.



Фиг. 122. Показания стрелки указателя поворота при различных положениях самолета.

A—прямолинейный полет
B—левый вираж
B—правый вираж



Фиг. 123. Схема электрического указателя поворота.

1—корпус; 2—гироскопический узел; 3—успокоитель; 4—стрелка; 5—шкала

Шкаловая ошибка не должна превышать $\pm 1^\circ$.

Колебания стрелки при вибрации прибора с частотой 40 гц и амплитудой 0,15 мм не должны превышать $\pm 1^\circ$.

Схема электрического указателя поворота приведена на фиг. 123. Ротор гироскопа приводится во вращение электрическим двигателем постоянного тока с параллельным возбуждением. Число оборотов ротора 8000—10 000 об/мин. Гироскопический момент уравновешивается спиральной пружиной, колебания стрелки предотвращаются воздушным успокоителем поршневого типа (как у пневматического указателя поворота).

§ 4. ГИРОСАМОПИСЦЫ

Кроме указателей поворота, гироскопы с двумя степенями свободы применяются в гиросамописцах, т. е. в приборах для записи угловых скоростей.

Принципиальная схема гироскопической части прибора изображена на фиг. 124.

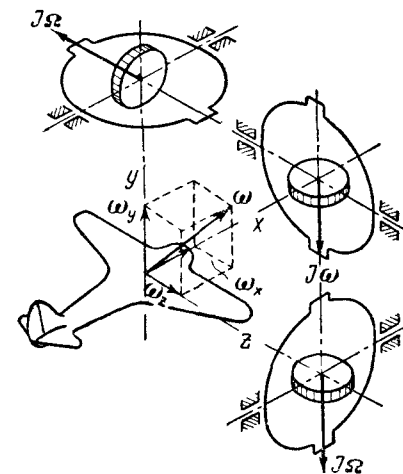
Прибор записывает величину и направление угловой скорости самолета относительно трех его осей.

Каждый из гироскопов регистрирует величину и направление одной из составляющих этой скорости. Поэтому гироскопы располагают соответственным образом по трем осям самолета.

В результате действия внешнего момента, пропорционального одной из составляющих угловой скорости самолета, поворачивается рамка соответствующего гироскопа (так же, как у указателя поворота).

Для записи различных угловых скоростей в комплект гироскопического самописца входят сменные рамки, пружины и демпферы.

Роторы гироскопов представляют собой электрические двигатели постоянного тока (возможно также применение гиромотора переменного тока). Для обеспечения постоянства угловой скорости маховика ротора применяется центробежный регулятор. Запись производится в большинстве случаев на бумажной ленте накальванием или специальными чернилами. Ленту передвигает электродвигатель. Отметчик времени чаще всего выполняется в виде электромагнита, получающего импульс от электрочасов.



Фиг. 124. Схема гироскопического самописца угловых скоростей.

§ 5. АВИАГОРИЗОНТЫ

Принцип действия авиагоризонта

Авиагоризонт предназначен для определения положения самолета относительно плоскости горизонта. Он дает возможность, даже при отсутствии видимости естественного горизонта, выдерживать самолет в горизонтальном полете или указывает величину крена и тангажа при разворотах и изменениях высоты.

Авиагоризонт — гирокоспический прибор с пневматическим или электрическим приводом ротора. В зависимости от привода ротора авиагоризонт называют пневматическим или электрическим. Основной частью прибора является гирокосп с тремя степенями свободы, который, как уже указывалось, безразличен к положению, в которое он установлен и может быть использован для определения заданного направления. Как известно, условием применения астатического гирокоспа в качестве устройства, обеспечивающего неизменность некоторого заданного направления, является сообщение ему избирательности.

Одним из наиболее распространенных методов придания гирокоспическим приборам нужной избирательности является введение радиальной коррекции.¹

Действие радиальной коррекции основано на следующих положениях:

1. При отклонении оси гирокоспа от направления, которое она должна сохранять, на гирокосп накладывается коррекционный момент так, чтобы вызвать его движение в той же плоскости, как и указанное отклонение, но в противоположном направлении. Иными словами возникшее отклонение гирокоспического узла ликвидируется, причем гирокосп возвращается в исходное положение по кратчайшему радиальному направлению. Это достигается поворотом плоскости действия коррекционного момента на 90° относительно плоскости, в которой происходит отклонение гирокоспа.

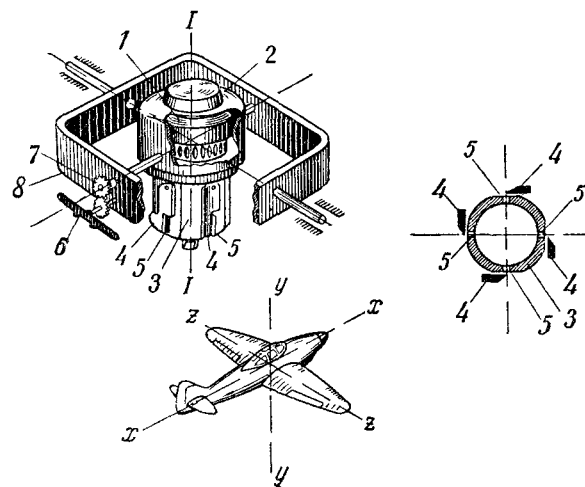
2. Факт отклонения и величина его устанавливаются путем сравнения с некоторым органом, обладающим избирательностью относительно выбранного направления. Этот орган называется чувствительным органом системы коррекции. Например, для придания избирательности в вертикальном направлении используется обычный маятник; для придания избирательности в горизонтальной плоскости часто используют магниты и т. д.

Кроме радиальной коррекции, применяются и другие системы коррекции, при которых возвращение гирокоспа к выбранному направлению может происходить и не по кратчайшему расстоянию.

¹ Термин «радиальная коррекция» был введен Б. В. Булгаковым, которому принадлежат фундаментальные исследования гирокоспических устройств, снабженных такой коррекцией.

Весьма часто задают вопрос, чем объясняется необходимость применения гирокоспа, не лучше ли было использовать только чувствительный орган?

Дело в том, что гирокосп с радиальной или другой коррекцией представляет собой систему, обладающую не только избирательностью, но и устойчивостью на выбранном направлении (прецессионное движение гирокоспа происходит с весьма малой скоростью, в то время как чувствительный орган, например, маятник очень быстро реагирует на действие возмущающих сил).



Фиг. 125. Схема пневматического авиагоризонта.

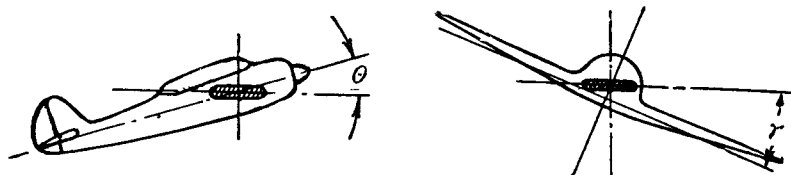
1—ротор; 2—внутренняя рамка (кожух); 3—коррекционная камера, 4—маятниковые заслонки, 5—отверстия коррекционной камеры, 6—силуэт самолета, 7—зубчатая передача; 8—внешняя рамка.

Гирокоспу, примененному в авиагоризонте, путем введения той или иной системы коррекции придается избирательность относительно вертикали, т. е. этот гирокосп представляет собой гирокоспическую вертикаль.

Принципиальная схема пневматического авиагоризонта показана на фиг. 125. При любых положениях самолета главная ось прибора $I-I$ (ось собственного вращения) сохраняет вертикальное направление, поэтому угол между плоскостью вращения ротора и продольной осью самолета xx равен абсолютному продольному крену θ , а угол между этой плоскостью и поперечной осью самолета zz равен абсолютному поперечному крену γ (фиг. 126).

В пневматическом авиагоризонте применяют воздушную коррекцию с маятниковыми заслонками. Прибор может работать на разрежении и на давлении.

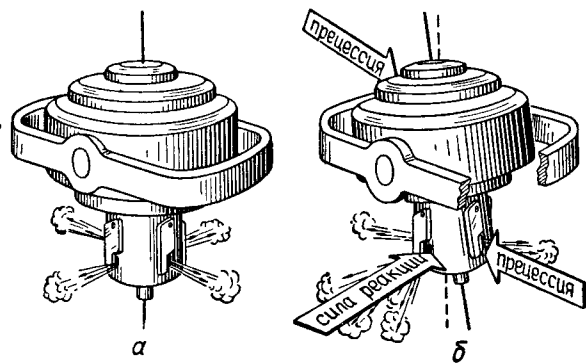
Воздух, разгоняющий ротор гироскопа, проходит через подшипники и каналы во внешней рамке 8 (см. фиг. 125), через подшипники и каналы во внутренней рамке 2, представляющей собой закрытый кожух, и двумя струйками, выходящими из разгонных



Фиг. 126. Измерение угла крена и угла тангажа с помощью авиагоризонта.

сосуд, укрепленных в кожухе, ударяется в лунки ротора 1, приводя его во вращение.

Внутренняя рамка 2 в нижней части заканчивается полым цилиндром с четырьмя окнами (отверстиями) 5 для выхода воздуха, перекрываемыми маятниковыми заслонками 4. При вертикальном положении кожуха, соответствующем вертикальному положению оси ротора, каждая заслонка прикрывает половину просвета окна, и воздух четырьмя равными струями выходит через эти отверстия.



Фиг. 127. Маятниковая пневматическая коррекция авиагоризонта.

а—ось ротора вертикальна; б—ось ротора отклонилась от вертикали.

Реактивные давления струй в этом случае взаимно уравновешиваются, никаких внешних моментов к гироскопу не прикладывается, и ось его сохраняет начальное положение (фиг. 127, а).

Заслонки расположены попарно на осях, одна из которых параллельна оси xx , а другая оси zz .

Если под влиянием каких-либо внешних моментов гироскоп начнет прецессировать и отклонится от вертикали в каком-либо

направлении, например, относительно оси zz , причем заслонки останутся в вертикальном положении, то одна пара отверстий коррекционной камеры 3 будет перекрыта уже не одинаково, т. е. одно окно откроется шире, а противоположное ему прикроется. Равновесие реактивных сил, перпендикулярных к оси ротора, нарушится.

Результирующая реактивная сила даст коррекционный момент, который будет действовать перпендикулярно направлению отклонения гироскопа.

Возникнет прецессия, возвращающая ось гироскопа к вертикали (фиг. 127, б).

Чувствительный орган коррекции — маятник, помещенный на самолете, под действием ускорений совершает колебания, вызывающие прецессию гироскопа, но так как скорость прецессии очень мала, то ось гироскопа почти не отклоняется от вертикали. По такому принципу работают все гировертикали и в том числе авиагоризонты. Наиболее распространенными конструкциями авиагоризонтов являются пикирующий авиагоризонт АГП и электрический авиагоризонт АГК-47Б.

Авиагоризонт пикирующий АГП-2

Чувствительным элементом гировертикали является астатический гироскоп, ротор которого приводится во вращение воздушными струями (см. фиг. 125). Ось вращения ротора, выполненная как одно целое с ротором, опирается на два шарикоподшипника, установленных в кожухе 2 ротора. Кожух вместе с ротором может вращаться относительно внешней рамки 8, которая вместе с кожухом может свободно поворачиваться в корпусе прибора на любой угол. Ось ротора вертикальна. Оси внутреннего и внешнего карданного колец лежат в горизонтальной плоскости. У АГП ось вращения внешней рамки совпадает с поперечной осью самолета (в некоторых конструкциях гировертикалей ось внешней рамки совпадает с продольной осью самолета).

Авиагоризонт пикирующий может работать на разрежении и на давлении.

Из верхней части кожуха воздух через специальные отверстия поступает в коррекционную камеру 3, откуда через отверстия 5, перекрываемые маятниковыми заслонками, поступает в корпус прибора.

Корпус и рамки отлиты из силумина.

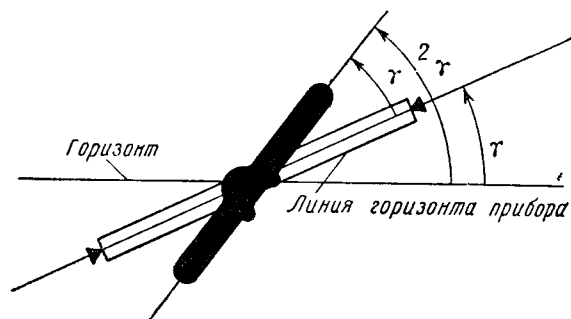
Ротор выполнен в виде массивного латунного кольца с моментом инерции порядка $1,3 \text{ Г см сек}^2$, число оборотов ротора 14 000—15 000 об/мин.

Ротор опирается на радиально-упорные шарикоподшипники, смазка которых осуществляется с помощью специальных прокладок, пропитанных маслом. Такие же подшипники установлены в рамках. Зазор в оси ротора выбирается калиброванными прокладками, подкладываемыми под верхний пружинящий подшипник.

Подшипник делается пружинящим для предотвращения опасности зажатия стальной оси ротора алюминиевой рамкой при повышении окружающей температуры, так как коэффициент температурного расширения рамки значительно больше, чем оси ротора. Нижний подшипник закреплен наглухо.

В подшипниках подвеса зазоры выбираются подтягиванием центров. Для уменьшения утечки воздуха через подшипники ставятся специальные воздушные сальники в виде уплотняющего кольца из нейзильбера.

На передней лицевой части корпуса имеется экран с нанесенной светящейся чертой, изображающей линию горизонта. Через верти-



Фиг. 128. Отсчет угла кренов по положению силуэта самолета.

кальный разрез в экране проходит ось подвижного индекса (силуэта самолета), расположенного между экраном и стеклом прибора и служащего указателем положения горизонта.

При крене самолета на угол γ индекс линии горизонта также наклонится на угол γ . Если силуэт самолета укрепить непосредственно на оси гирокоспического узла, то при крене самолета на угол γ силуэт самолета вместе с гирокоспическим узлом останется неподвижным в пространстве и покажет относительно индекса горизонта крен на угол γ в обратную сторону.

Чтобы обеспечить правильные показания поперечного крена самолета, силуэт самолета связан с осью внутренней рамки через пару зубчатых колес с передаточным отношением 1 : 1 (в некоторых приборах применена иная конструкция передаточного механизма). При крене самолета на угол γ силуэт самолета на шкале авиагоризонта повернется на угол 2γ в ту же сторону (фиг. 128), а его положение относительно индекса линии горизонта будет соответствовать истинному углу крена самолета.

С правой стороны прибора имеется прикрепленная к наружной рамке шкала в форме кольца с делениями в пределах $\pm 90^\circ$; по этой шкале отсчитывается угол тангажа. Так как при больших углах тангажа силуэт самолета уходит с лицевой стороны прибора, то

шкала имеет двухцветную раскраску: голубую для кабрирования и коричневую для пикирования.

Авиагоризонт пикирующий допускает выполнение фигур высшего пилотажа. Чтобы предупредить возможность совмещения осей рамки и ротора при поперечных кренах свыше 75° – 80° , сверху и снизу на кожухе ротора укрепляют шайбы.

Погрешности авиагоризонта

1) Погрешности, вызываемые ускорениями самолета. Ускорения, возникающие в прямолинейном полете, а также при вираже самолета вызывают отклонения маятниковых заслонок коррекции и прецессию оси гироскопа, уводящую ось ротора от вертикали. Благодаря малой скорости прецессии (равной в среднем 6 град/мин) гироскоп не успевает значительно отклониться от вертикали, если действие силы инерции, отклоняющей заслонки, кратковременно. В случаях, когда действие сил инерции длительно, отклонения оси гироскопа могут достигать значительных величин.

Величина отклонения оси ротора гироскопа зависит не только от времени полета с ускорением, но и от характера ускорений. Например, при постоянном значении продольного ускорения, когда полностью открывается одно из окон коррекционной камеры, и при приращении скорости полета $\Delta V = 360$ км/час погрешность в положении оси ротора может достигать примерно до 8° . Если же значение ускорения, при котором полностью открываются заслонки, уменьшено, то эта погрешность может быть больше 10° .

Если скорость полета возрастет, то направление ускорения совпадает с направлением скорости; заслонки при этом отклоняются в противоположном направлении (назад). При этом ротор отклоняется вперед от летчика так, что прибор показывает подъем самолета, хотя самолет летит горизонтально. При уменьшении скорости полета авиагоризонт покажет снижение.

Значительные погрешности в показаниях прибора возникают также в случае виража. При длительных горизонтальных ускорениях на вираже поперечная пара маятниковых заслонок устанавливается на кажущейся вертикали. Вследствие этого гироскоп прецессирует в направлении кажущейся вертикали.

Так как поперечная плоскость самолета при вираже поворачивается вокруг вертикали со скоростью, равной угловой скорости виража, то направление прецессии гироскопа в пространстве также непрерывно меняется, а следовательно, меняется и положение гироскопа относительно вертикали. В конечном итоге ось ротора отклонится от вертикали вперед по полету и внутрь виража. Угол отклонения оси ротора от вертикали при вираже может достигать 4° – 5° и более. Для уменьшения этой погрешности гирокоспический

узел авиагоризонта собирают так, чтобы при вертикальном положении заслонки и нулевом положении указателя верхний конец оси ротора был отклонен от вертикали вперед по полету на $2\div 3^\circ$.

Во время виража этот продольный наклон оси ротора переходит в поперечный и для некоторого определенного значения угловой скорости виража полностью компенсирует прецессию гироскопа, а для всех других значений скоростей компенсация будет частичной. Угловая скорость виража ω_c самолета, при которой виражная ошибка компенсируется полностью, определяется соотношением

$$\omega_c = \frac{\omega_0}{\beta_0}, \quad (V. 16)$$

где ω_c — угловая скорость виража;
 ω_0 — угловая скорость прецессии;
 β_0 — угол наклона оси ротора.

2) Погрешности, вызываемые скоростью самолета, появляющиеся при прямолинейном полете в результате кривизны поверхности Земли (при таком полете самолет поворачивается вокруг своей поперечной оси zz), а также погрешности, возникающие вследствие суточного вращения Земли, имеют весьма незначительную величину, не превосходящую $2\div 4''$, поэтому их обычно не учитывают.

3) Инструментальные погрешности авиагоризонта, вызываемые трением в подшипниках подвеса, трением в цапфах заслонок, вибрациями и несбалансированностью, сводят к минимуму путем выбора соответствующей конструкции и качественного изготовления и сборки прибора.

Например, для уменьшения моментов трения в подшипниках рамок, действующих в сторону, противоположную направлению относительного вращения, можно применить вибрирующие, качающиеся, вращающиеся или упругие опоры.

Для уменьшения влияния вибраций на гироскоп необходимо для каждой рамки несущими делать ось одной опоры и подшипник другой, тогда моменты трения, возникающие в опорах при вибрации, будут направлены в противоположные стороны и на гироскоп будет действовать не сумма, а разность моментов трения в опорах.

Электрический комбинированный авиагоризонт АГК-47Б

Недостатком пневматических авиагоризонтов является зависимость числа оборотов ротора от высоты полета, т. е. от изменения атмосферного давления. Этого недостатка нет у электрических приборов, питающихся от бортовой сети самолета.

Авиагоризонт АГК-47Б представляет собой комбинацию трех приборов, смонтированных в одном корпусе:

1) гироскопа, выполненного в виде гироскопа с тремя степенями свободы и позволяющего судить о положении самолета относительно плоскости горизонта;

2) указателя поворота, выполненного в виде гироскопа с двумя степенями свободы и позволяющего судить о направлении вращения самолета вокруг вертикальной оси;

3) указателя скольжения, представляющего собой маятник, позволяющий судить о скольжении самолета как в прямолинейном полете, так и при разворотах.

Показания авиагоризонта при различных эволюциях самолета даны на фиг. 129.

Кинематическая схема гироскопа представлена на фиг. 130.

Гироскопический узел состоит из ротора, установленного в карданном подвесе.

Ось вращения ротора наклонена вперед по полету на угол в 2° . Это дает возможность уменьшить ошибки гироскопа на вираже.

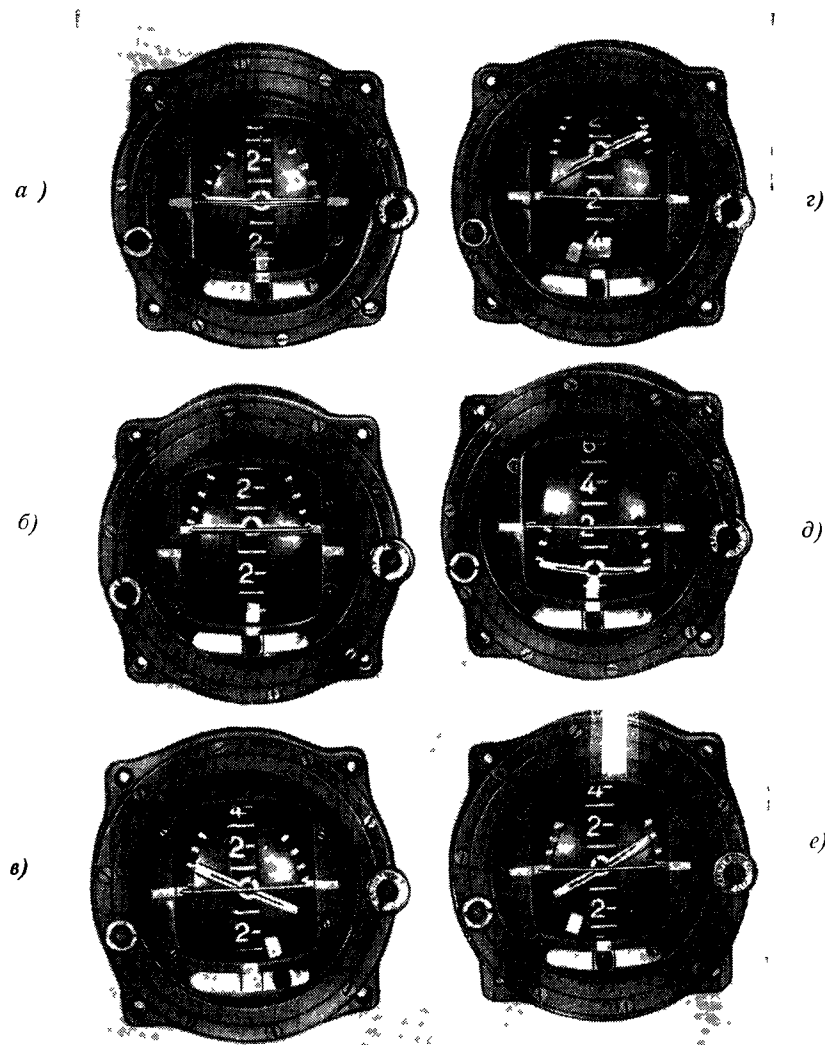
Ось вращения внешней рамки карданного подвеса расположена параллельно поперечной оси самолета, ось внутренней рамки параллельна продольной оси самолета.

На лицевой стороне наружной рамки укреплены шкалы тангажа и поперечных кренов; указателем горизонта является изображение самолета, укрепленное на карданном узле; индекс линии горизонта связан с корпусом прибора.

На фиг. 131 показана конструкция авиагоризонта АГК-47Б. Узел 1 и корпус гироскопа 2 образуют карданный подвес. Гироскоп горизонта представляет собой трехфазный асинхронный электродвигатель переменного тока, вращающийся со скоростью 20 000 об/мин. Статор закреплен на крышке прибора. Пакет статора набран из динамного железа, в двенадцати пазах которого размещена трехфазная двухполюсная обмотка, соединенная звездой. Пакет ротора, набранный также из динамного железа, имеет коротко замкнутую обмотку (беличью клетку), отлитую из алюминиевого сплава под давлением. Вращается ротор в радиальных подшипниках с латунными сепараторами. Смазка подшипников осуществляется через войлочную прокладку, пропитанную маслом МВП.

В карданном подвесе применены также радиальные подшипники.

Питание к гироскопу и коррекционному устройству подводится через карданный подвес с помощью контактных колец и щеток. Блок контактных колец состоит из трех серебряных отполированных колец и изоляционных втулок, скрепленных вместе втулкой-пистолетом. Контактные щетки представляют собой плоские пружины, на



Фиг. 129. Показания авиагоризонта при эволюциях самолета.

a—горизонтальный полет; *б*—набор высоты, *в*—правый крен со скольжением, *г*—левый вираж с набором высоты, *д*—планирование, *е*—левый вираж.

концы которых напаяны проволоки из платиново-иридиевого сплава, контактирующие с серебряными контактными кольцами. Надежный контакт обеспечивается при контактном давлении щетки в $1 \div 1,5$ г.

Положение оси ротора гирогоризонта определяется и поддерживается с помощью корректирующего устройства, которое состоит из жидкостного переключателя и двух соленоидов, расположенных на корпусе гиромотора (фиг. 132).

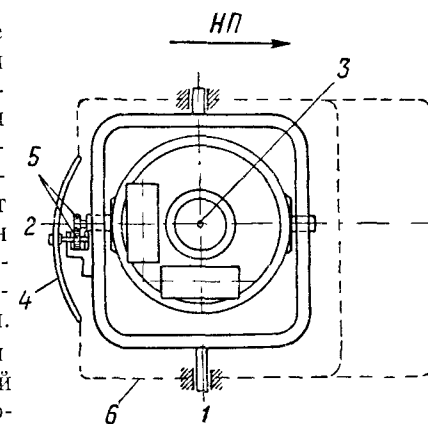
Каждый соленоид имеет две обмотки, расположенные справа и слева от его геометрической середины. Внутри обмотки находится якорь (сердечник), который может перемещаться вдоль оси соленоидов. Корректирующий момент создается весом якоря, когда он смещен относительно центра соленоидов. Величина момента зависит от величины смещения якоря.

Переключатель коррекции (фиг. 133) представляет собой медный сосуд, заполненный токопроводящей жидкостью. В верхнюю часть сосуда, сделанную из изоляционного материала, запрессованы четыре контакта из красной меди. Собранный и отрегулированный переключатель представляет собой законченный узел, который в эксплуатации и при ремонте прибора регулировке не подлежит. Проверка переключателя постоянным током категорически воспрещается, так как при этом он приходит в негодность.

Статическая балансировка гирокоспического узла производится так, чтобы при среднем положении сердечников в соленоидов вес их не создавал моментов относительно осей карданного подвеса гироскопа. Каждый из соленоидов имеет две обмотки. Обмотки соленоидов и переключатель корректирующего устройства соединены между собой по схеме, изображенной на фиг. 134.

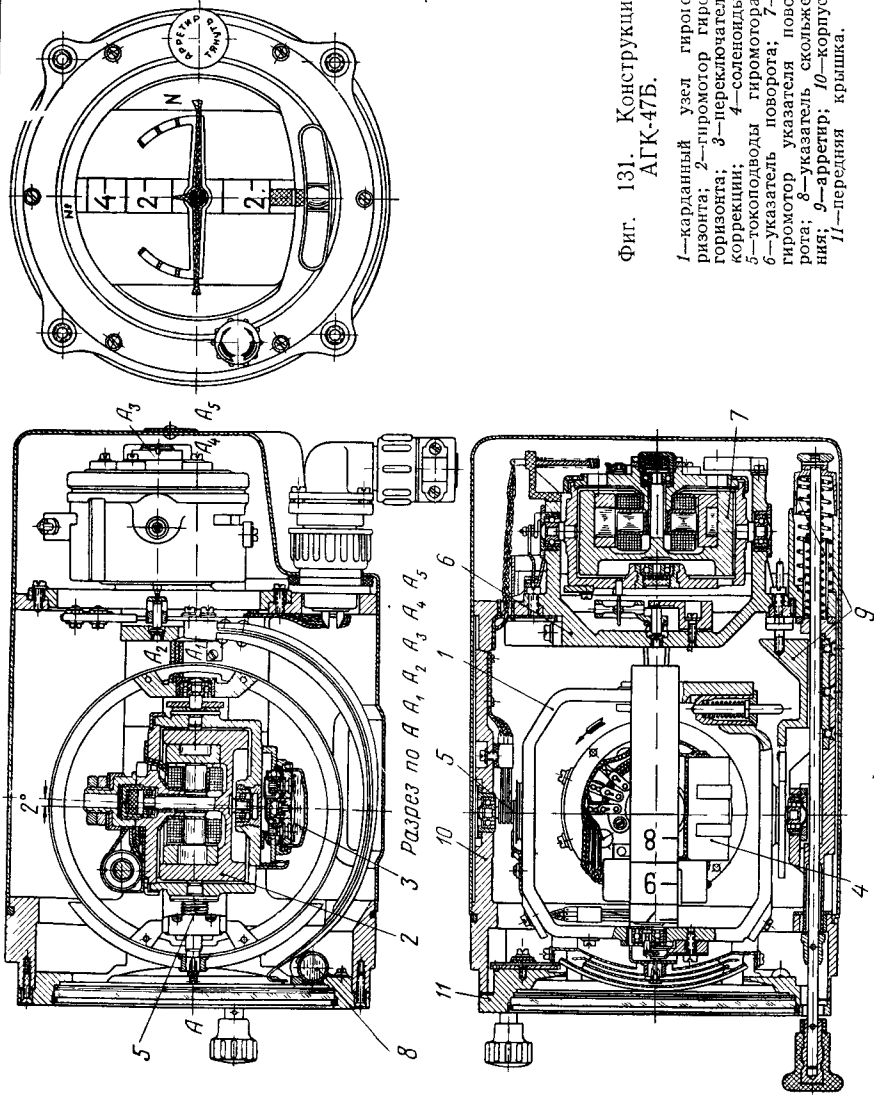
Корректирующее устройство работает следующим образом.

Отклонение оси ротора от исходного вертикального положения относительно поперечной оси самолета вызывает наклон переключателя относительно горизонтальной плоскости, в результате чего изменится покрытие жидкостью поверхностей контактов, расположенных вдоль продольной оси прибора. Передний (по полету) контакт окажется перекрытым жидкостью больше, чем задний. Эти



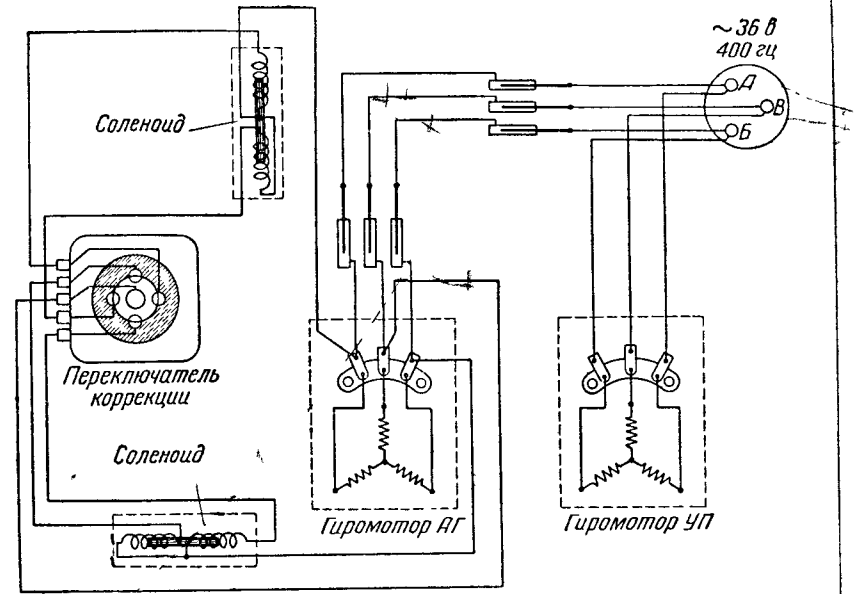
Фиг. 130. Кинематическая схема гирогоризонта.

1—ось внешней рамки карданного подвеса; 2—ось внутренней рамки карданного подвеса; 3—ось ротора; 4—указатель гирогоризонта; 5—зубчатая передача; 6—корпус.

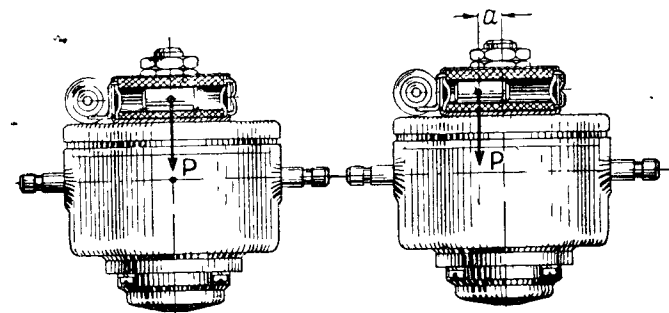


Фиг. 131. Конструкция АГК-47Б.

1—карданный узел гироскопа; 2—гиромотор гироскопа; 3—переключатель коррекции; 4—соленоид; 5—токоподвод гироскопа; 6—указатель поворота; 7—гиромотор указателя поворота; 8—указатель скольжения; 9—арретир; 10—корпус; 11—передняя крышка.

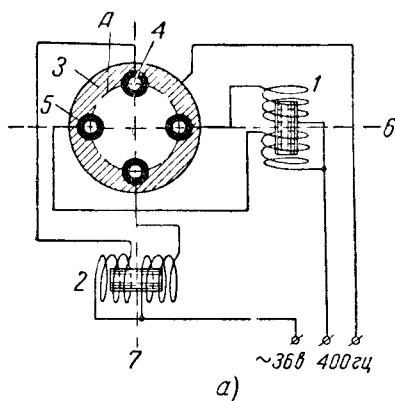


Фиг. 132. Электрическая схема АГК-47Б.



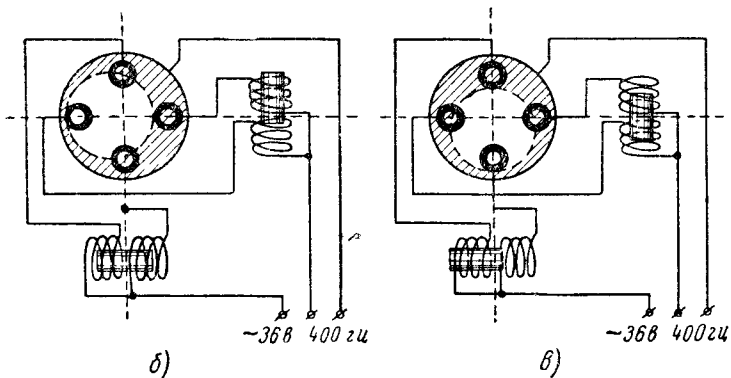
Фиг. 133. Схема создания корректирующего момента.

контакты включены в цепь обмоток соленоида, расположенного параллельно поперечной оси прибора. Равенство сопротивлений цепей обмоток соленоида нарушится, в результате чего произойдет перераспределение токов, протекающих в обмотках соленоида, и якорь



переместится в сторону обмотки, по которой протекает больший ток. В новом положении якорь соленоида создает момент, действующий на гироскоп и вызывающий возвращение оси ротора гироскопа к начальному положению.

Поворот оси ротора вокруг продольной оси прибора вызывает изменение перекрытия токо-



Фиг. 134. Принципиальная схема корректирующего устройства.

а—среднее положение, б—поворот оси авиагоризонта вокруг поперечной оси самолета; в—поворот оси авиагоризонта вокруг продольной оси самолета.

А—граница мениска жидкости
1—соленоид продольной коррекции; 2—соленоид поперечной коррекции;
3—переключатель, 4—контакт переключателя; 5—изоляционная втулка,
6—продольная ось прибора; 7—поперечная ось прибора.

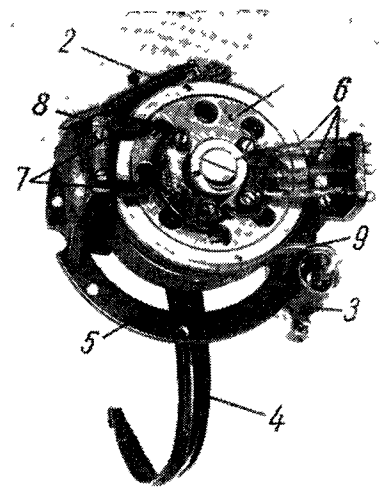
проводящей жидкостью контактов переключателя, расположенных по поперечной оси.

Для первоначальной установки авиагоризонта при запуске, для быстрого устранения ошибок в показаниях после его выбивания из вертикали, а также для предотвращения повреждений при транспортировке служит арретирующее устройство 9 (см. фиг. 131), состоящее из трех кулачков, толкателей, защелки, арретира, рабочей и возвратной пружины и сигнального блинкера.

При перемещении ручки арретира усилие, развиваемое рабочей пружиной, передается через толкатель и кулачок, сидящий на пружинной оси карданного подвеса, на гироскопический узел.

Профиль кулачка выполнен по логарифмической спирали, благодаря чему усилие, действующее на кулачок, создает момент вокруг внешней оси карданного подвеса. Под действием этого момента гироскопический узел начинает прецессировать до тех пор, пока ось вращения гироскопа не совместится с внешней осью карданного подвеса. В этом положении гироскоп утратит одну степень свободы, гироскопический момент исчезнет, и рамка под давлением толкателя будет свободно поворачиваться вокруг внешней оси карданного подвеса до тех пор, пока толкатель не войдет в вырез кулачка. Как только толкатель войдет в вырез кулачка и зафиксирует гироскопический узел относительно прибора по наружной оси, начинается арретирование гироскопа относительно внутренней оси карданного подвеса.

Указатель поворота, конструктивно оформленный как отдельный, законченный узел, крепится к заднему фланцу корпуса прибора. Ось вращения ротора расположена параллельно продольной оси самолета (фиг. 135).



Фиг. 135. Указатель поворота АГК-47Б.

1—гиромотор, 2—пружина, уравновешивающая гироскопический момент, 3—успокоитель, 4—стрелка, 5—рамка, 6—токоподводы, 7—упоры, 8—регулирующий рычаг, 9—рычаг успокоителя

Гироскопический момент гироскопа, возникающий при развороте самолета, уравновешивается пружиной 2. Для погашения колебаний системы поставлен воздушный успокоитель 3. Степень успокоения регулируется винтом, который перекрывает отверстие, сообщающее внутреннюю полость успокоителя с атмосферой (как у обычного указателя поворота).

Питание прибора осуществляется от преобразователя типа ПАГ-1Ф, причем один преобразователь может питать два прибора (например, два авиагоризонта или авиагоризонт и дистанционный компас ДГМК-2).

Авиагоризонт вносит значительные искажения в характер магнитного поля в окружающем его пространстве, поэтому магнитные компасы следует устанавливать не ближе 200 мм от авиагоризонта АГК-47Б.

Общая погрешность показаний авиагоризонта АГК-47Б:

при прямолинейном полете не более 1°
 после выхода из виража с креном 20° при
 скорости самолета 400 км/час не более 2°

Основные характеристики прибора не зависят от высоты полета.

Электрические авиагоризонты получают в последнее время все большее распространение. Существует большое разнообразие конструкций этих приборов.

Принципиально работа их не отличается от работы АГК-47Б. Различно только конструктивное оформление гироузла и способ коррекции.

Основным преимуществом воздушной радиальной коррекции является ее простота; этим объясняются попытки введения ее в электрические гироконические приборы.

Существенным недостатком воздушной радиальной коррекции является зависимость ее эффективности от высоты полета. При воздушном питании ротора этот недостаток не так заметен, так как одновременно с уменьшением эффективности коррекции снижаются и числа оборотов ротора. При электрическом питании скорость вращения ротора не зависит от высоты, и снижение эффективности коррекции приводит к тому, что коррекция становится чрезмерно вялой на высоте.

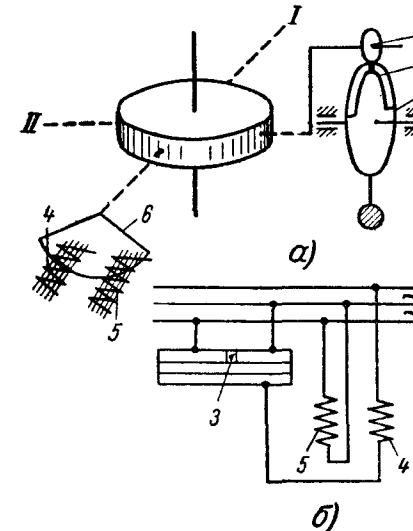
Следовательно, переход к электрическим роторам, скорость вращения которых может быть значительно больше скорости пневматических роторов и практически не зависит от высоты, требует разработки электрических способов коррекции.

Примером электрической коррекции может служить индукционная электрическая коррекция.

Схема индукционной электрической коррекции одной из рамок гировертикали дана на фиг. 136, а. Датчик сигнала состоит из контактного ролика 1, связанного с корректируемой рамкой 2 и контактной ламелью 3 (соединенной с чувствительным органом коррекции), разделенной на две части изоляционным промежутком. При согласованном состоянии датчика контактный ролик находится в центре изоляционного промежутка. При рассогласованном — ролик смещается с центра.

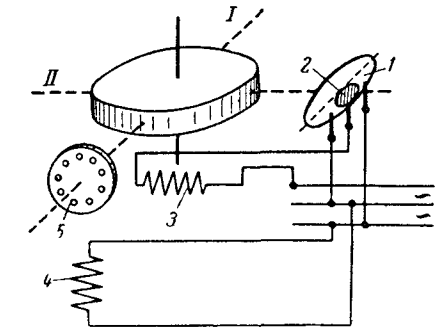
Датчиком коррекционного момента служит система из двух индукционных катушек 4 и 5, в прорези которых передвигается токоподводящий диск 6, связанный с осью вращения соответствующей рамки. Одна из катушек находится все время под напряжением одной из фаз трехфазной линии переменного тока (см. фиг. 136, б). Вторая катушка подключается посредством датчика сигналов к одной из остальных двух фаз линии, в зависимости от того, какая половина контактной ламели замкнута контактным роликом. Таким образом, пока контактный ролик находится на изоляционном проме-

жутке, т. е. пока датчик сигналов находится в согласованном состоянии, под током будет только одна катушка, и момента на токоподводящем диске не будет. При переходе ролика на одну из сторон ламели под током будут две катушки. Переменные магнитные потоки, создаваемые катушками, сдвинуты по фазе на 120° . На токоподводящем диске в результате взаимодействия вихревых токов и магнитных потоков, сдвинутых один относительно другого по фазе, возникает момент, постоянный по величине, знак которого зависит от того, на какой стороне ламели установлен ролик. Такого



Фиг. 136. Схема электрической индукционной коррекции.

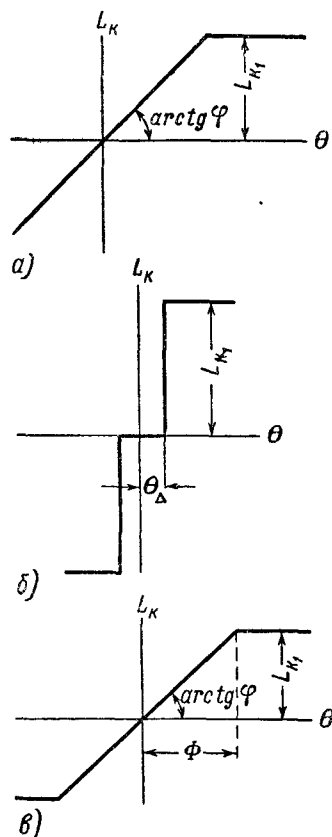
а—принципиальная схема; б—электрическая схема.
 I, II—оси подвеса.
 1—контактный ролик; 2—корректируемая рамка; 3—контактная ламель; 4, 5—индукционные катушки; 6—токоподводящий диск.



Фиг. 137. Схема электрической коррекции с ртутными переключателями.

I и II—оси подвеса.
 1—ампула; 2—ртуть; 3 и 4—обмотка индукционного двигателя; 5—короткозамкнутый ротор индукционного двигателя.

же типа коррекция может быть осуществлена с помощью ртутных переключателей (фиг. 137). Датчиком сигналов служит ампула с капелькой ртути, имеющая три контакта и расположенная так, что плоскость ее качания совпадает с плоскостью качания корректируемой рамки. При согласованном положении оси гироскопа и маятника капелька ртути находится в центре, при рассогласованном — в одном из крайних положений. В последнем случае капелька ртути соединяет два контакта и при этом срабатывает один из крайних контактов. Датчиком момента служит индукционный двигатель с короткозамкнутым ротором, сидящим на оси вращения соответствующей (т. е. расположенной перекрестно) корректируемой рамки. Одна из фаз двигателя находится всегда под напряжением одной из фаз трехфазной линии питания.



Фиг. 138 Характеристики коррекции.

L_k —корректирующий момент; θ —угол рассогласования в датчике сигнала; Φ —участок пропорциональной части; L_{k1} —момент коррекции постоянной части характеристики; ϕ —крутизна характеристики; θ_{Δ} —зона нечувствительности.

новленный в карданном подвесе. Для сохранения перпендикулярности между главной осью гироскопа и осью внешней рамки ротор 1 прибора имеет специальные реборды 2, ударяясь о которые воздушная струя, разгоняющая ротор, создает корректирующий момент (фиг. 139).

Так как астатический свободный гироскоп не имеет направляющей силы, то в полете ось гироскопа начнет все больше и больше отклоняться от начального направления главным образом под влиянием трения в подшипниках подвеса. Показания прибора будут

При замыкании ртутью двух контактов подключается вторая фаза двигателя и в нем создается вращающееся поле, направление которого зависит от того, который из крайних контактов ртутного переключателя замкнулся. Таким образом, на роторе развивается момент того или иного знака и постоянной величины.

В гирокоспических вертикалях имеются весьма разнообразные устройства, создающие коррекцию; в зависимости от характеристики они могут быть разделены на три группы:

1. Пропорциональная коррекция (фиг. 138,а).
2. Постоянная коррекция (фиг. 138,б).
3. Смешанная коррекция (фиг. 138,в).

§ 6. КУРСОВЫЕ ГИРОСКОПЫ

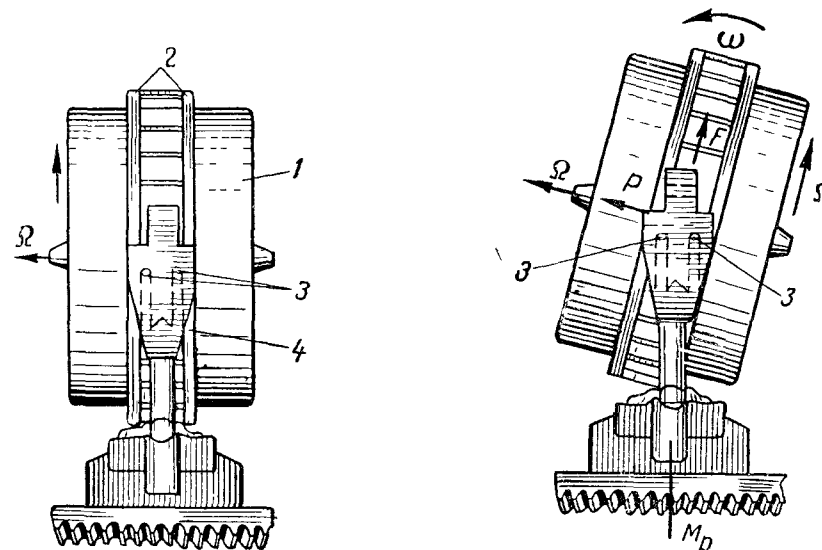
Недостатки магнитных компасов и невозможность установить на самолете гирокоспические компасы из-за больших размеров их привели к созданию так называемых гирополукомпасов (ГПК), гиромагнитных компасов (ГМК) и, наконец, к созданию дистанционных гиромагнитных и индукционных компасов.

Гирополукомпас (ГПК)

Так же как и авиагоризонты, гирополукомпасы бывают пневматические и электрические. Пневматический ГПК представляет собой астатический гироскоп с тремя степенями свободы, уста-

правильными в течение 10—15 мин. Затем требуется корректировка гирополукомпаса, осуществляемая летчиком вручную.

Название гирополукомпаса объясняется тем, что такой прибор не может полностью заменить компас; гирополукомпас дает лишь возможность в течение ограниченного промежутка времени (10÷15 мин.) выдерживать курс с точностью до $2\div 3^\circ$.



Фиг. 139. Ротор пневматического гирополукомпаса.

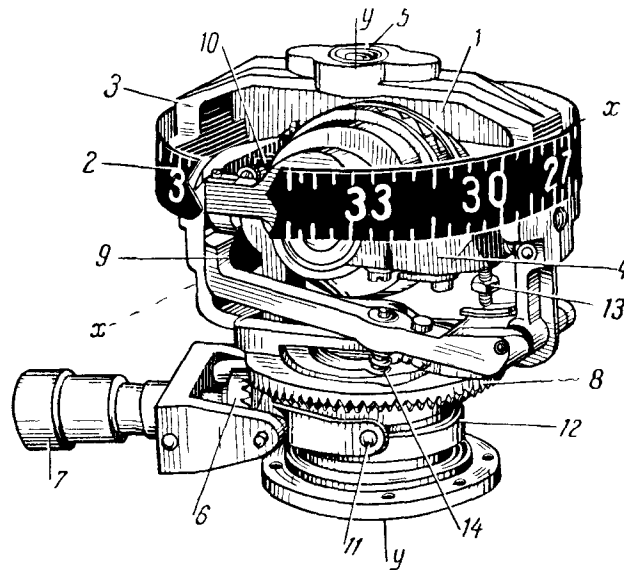
1—ротор; 2—реборды; 3—сопла; 4—трубки, подводящие воздух к соплам 3
 ω —угловая скорость ротора, F —сила струи, вращающей ротор; p —давление струи на реборду, вызывающее момент M_p и прецессию ω .

Схема пневматического гирополукомпаса приведена на фиг. 140. Ротор разгоняется воздушными струями, поступающими из двух сопел, установленных по одну сторону ротора. Момент инерции ротора около $0,8 \text{ Гсм сек}^2$, скорость вращения $10\,000\div 12\,000$ об/мин. Ротор опирается на шарикоподшипники, смонтированные во внутренней рамке. Внешняя и внутренняя рамки также опираются на шарикоподшипники. Шкала прибора 2 укреплена на внешней рамке 3 подвеса. Курсовая черта, по которой читаются показания, расположена на стекле, смонтированном в корпусе прибора.

На внешней рамке укреплен стопорный рычаг 9, который приводится в действие ручкой арретира 7. При нажатии на ручку вилка 11 попадает в коническое отверстие в торцевом зубчатом колесе 8; при этом вилка устанавливается в горизонтальное положение и поднимает втулку 12, поворачивающую вверх рычаг 9. Рычаг 9 упирается во внутреннюю рамку и не дает ей перемещаться.

Одновременно зубчатое колесо 6 сцепляется с зубчатым колесом 8 и при повороте ручки 7 весь гироскопический узел поворачивается на нужный угол. Прецессионного движения при этом не возникает, так как внутренняя рамка зажата стопорным рычагом, т. е. гироскоп лишен одной степени свободы. При вытягивании ручки гироскоп освобождается и прибор начинает работать.

В большинстве случаев, поставив самолет на нужный курс, летчик устанавливает картушку ГПК, расположенную на внешней рам-



Фиг. 140 Гироскопический узел ГПК

1—ротор, 2—шкала, 3—внешняя рамка, 4—внутренняя рамка, 5—подшипник, 6—малое зубчатое колесо, 7—ручка арретира, 8—зубчатое колесо рамки, 9—рычаг арретира, 10—сопла, 11—вилка арретира, 12—штука арретира, 13—балансирующий груз, 14—пружина

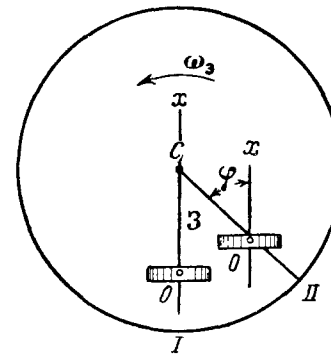
ке, на нулевое деление и в дальнейшем только следит за отклонениями от него. Это избавляет его от необходимости помнить курсовой угол

Погрешности ГПК

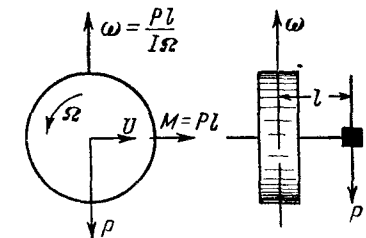
1. Погрешность, вызываемая суточным вращением Земли. Главная ось свободного гироскопа сохраняет неизменным свое направление в пространстве; при этом вследствие вращения Земли наблюдается кажущееся движение гироскопа

вокруг осей xx и zz (фиг. 141). Угловая скорость кажущегося движения зависит от географической широты и долготы места и от угла наклона главной оси к горизонту; по величине угловая скорость равна вертикальной составляющей скорости вращения Земли. Например, для Ленинграда скорость кажущейся прецессии гироскопа, вызываемой вращением Земли, равна 13 град/час.

Гироскопический узел ГПК балансируют так, чтобы по возможности устранить кажущееся движение свободного гироскопа вокруг оси. Это достигается смещением центра тяжести ротора на некоторую величину l относительно центра ротора (фиг. 142) под действием груза P . Если подобрать величину момента $M=Pl$, созда-



Фиг. 141. Кажущееся движение ротора ГПК относительно Земли



Фиг. 142. Компенсация вращения Земли смещением центра тяжести ротора

ваемого этим грузом, так, чтобы прецессия от этого момента была равна по величине и противоположна по направлению кажущемуся движению, то погрешности в показаниях прибора не будет. Однако это движение может быть полностью компенсировано только на данной широте и при постоянных оборотах ротора, так как скорость прецессии от момента $M=Pl$ определяется соотношением

$$\omega = \frac{Pl}{J\Omega} = \omega_3 \sin \varphi, \quad (V.17)$$

где φ — широта;

ω — скорость прецессии;

ω_3 — скорость вращения Земли

2. Погрешность, связанная с изменением широты, появляется при полетах на широтах, отличных от той, для которой балансировкой устранена погрешность, вызываемая вращением Земли. Например, ГПК, сбалансированный для Ленинграда, при полетах в Крыму будет уходить на 2,4 град/час.

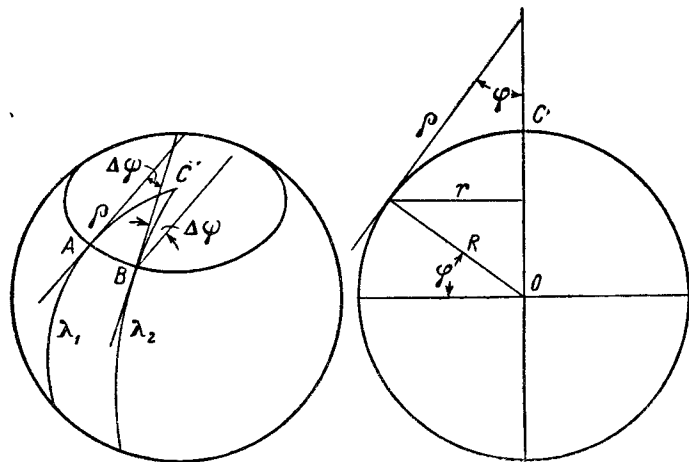
3. Погрешность, вызываемая изменением долготы и широты (без учета вращения Земли).

При полетах вдоль параллели положение оси гироскопа в пространстве изменяется на величину

$$\Delta\psi = \frac{S}{R} \operatorname{tg} \varphi, \quad (\text{V. 18})$$

если пренебречь влиянием вращения Земли (фиг. 143). Например, при полете вдоль параллели на широте 60° на расстоянии 100 км к востоку показания гирополукомпаса будут заниженными на $1^\circ 56'$.

Перемена широты вызывает изменение вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли. Поэтому, если ГПК сбалан-



Фиг. 143. Ошибка от изменения долготы.

R —радиус Земли; r —радиус параллели; φ —широта места; C —северный полюс; A, B —две точки на одной широте; λ_1, λ_2 —долготы этих точек; $\Delta\psi$ —угол между меридианами точек A и B ; $AB=r(\lambda_1-\lambda_2)$.

сирован для некоторой широты φ , то на всех других широтах в его показаниях будет погрешность, вызванная неуравновешенностью. Ошибка эта сравнительно невелика (порядка $2,4 \text{ град/час}$).

4. Погрешности, обусловленные трением в опорах, могут доходить до $3-5^\circ$ за 15 мин. Именно они заставляют так часто корректировать показания гирополукомпаса по другим приборам.

5. Погрешности, вызванные несбалансированностью подвеса.

6. Карданная погрешность. Ось наружной рамки, на которой смонтирована шкала, укрепена в корпусе прибора параллельно вертикальной оси самолета. При наклонах самолета эта ось вместе со шкалой наклоняется вместе с прибором, в то время как положение оси ротора сохраняется неизменным. Это приводит

к геометрической ошибке в отсчете курсов, называемой карданной погрешностью.

Основные характеристики ГПК

Момент инерции ротора	0,8 Гсмсек ²
Момент трения в опорах	0,3 Гсм;
Скорость вращения ротора	12 000 об/мин
Максимальный уход за 15 мин.	3-5°
Вес	1,5 кг
Допустимые продольные и поперечные крены	не выше 45°

Подобно авиагоризонтам, гирополукомпасы могут работать как на пневматическом, так и на электрическом питании.

В последнее время все большее распространение начинают получать электрические гирополукомпасы.

ГПК используется в качестве чувствительного элемента автомата курсов, являющегося одним из основных узлов автопилота.

Гиромагнитные компасы

Показания гирополукомпаса приходится периодически корректировать по показаниям магнитного компаса, выбирая для этого время, когда магнитный компас имеет наименьшие погрешности. В гиромагнитном компасе эта коррекция производится автоматически и непрерывно и превращает прибор из полукомпаса в компас.

Применяются два варианта коррекции по магнитному компасу.

1. Дистанционный, когда для коррекции используется дистанционный магнитный компас.

2. Непосредственный, когда для коррекции используется магнитная система, расположенная непосредственно на гироскопе.

Первый вариант коррекции позволяет получить более высокую точность, но конструкция коррекции в этом случае более громоздка.

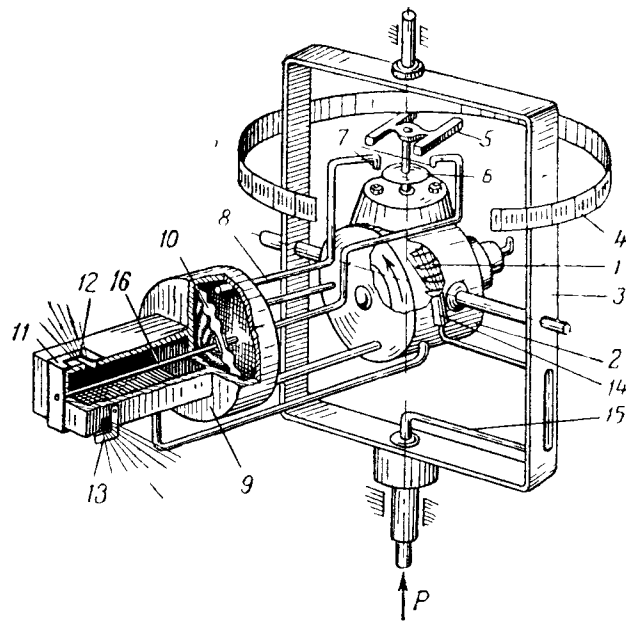
Второй вариант дает наиболее компактное в конструктивном отношении решение. Самой удачной конструкцией гиромагнитного компаса, выполненного по второму варианту, следует считать гиромагнитный компас ГМК-2, предложенный в 1932 г. советскими конструкторами Д. А. Браславским, М. Г. Элькингом и М. М. Качкачьяном.

Гиромагнитный компас ГМК-2

Принципиальная схема ГМК-2 приведена на фиг. 144. Гиромагнитный компас ГМК-2 представляет собой статический гироскоп с тремя степенями свободы, главная ось которого расположена в горизонтальной плоскости. Ротор 1 заключен в кожух 2, являющийся внутренним кольцом карданного подвеса. Кожух укреплен

в наружной рамке 3, ось вращения которой совпадает с нормальной осью самолета уу. К внешней рамке крепится картушка с градусными делениями от 0 до 360°.

На кожухе 2 ротора установлена подвижная магнитная система 5 с закрепленной на ее оси эксцентричной заслонкой 6, перекрывающей сопла 7 магнитной коррекции. Приемные сопла соединены с пневматическим реле 9, установленным также на кожухе ротора.



Фиг. 144. Принципиальная схема гироманнитного компаса.

1—ротор; 2—кожух ротора; 3—рамка; 4—шкала; 5—магниты; 6—эксцентричная заслонка; 7—сопла; 8—трубки; 9—пневмореле; 10—гофрированная коробка; 11—заслонка магнитной коррекции; 12—отверстия коррекционной камеры; 13—заслонка маятниковой коррекции; 14—разгонное сопло ротора; 15—подвод воздуха к ротору; 16—ось.

Пневмореле представляет собой гофрированную мембрану 10, внутренняя часть которой соединена с одним из сопел; к внешней стороне ее подается давление из второго сопла. Центр коробки соединен осью 16 с заслонкой 11, перекрывающей реактивные сопла 12 и расположенной в верхней и нижней части камеры. В нейтральном положении мембранной коробки, когда разность давлений Δp , действующих на нее, равна нулю, заслонка перекрывает верхнее и нижнее отверстие поровну.

На кожухе ротора укреплены также маятниковые заслонки 13, наполовину перекрывающие два боковые окна при горизонтальном расположении оси ротора.

Прибор пневматический, система питания его полностью аналогична системе питания авиагоризонта.

После разгона ротора значительная часть воздуха поступает непосредственно в коррекционную камеру и лишь незначительная часть его идет через систему сопел в пневмореле.

Магнитная коррекция работает следующим образом.

Если ось ротора параллельна магнитному меридиану, т. е. параллельна оси магнитной системы, то эксцентричная заслонка 6 поровну перекрывает сопла, мембрана занимает нейтральное положение, действия реактивных струй воздуха, выходящих из верхнего и нижнего окон, взаимно уравниваются, и к гироскопу не прикладывается никаких новых внешних моментов.

Если ось ротора отклонится от направления С—Ю, сопла пневмореле окажутся перекрытыми по-разному, разность давлений, приложенная к гофрированной мембране, деформирует ее и заставит переместиться заслонку; при этом одно из отверстий 12 сопла окажется перекрытым больше, другое меньше, реактивные действия воздушных струй уже не будут уравнивать друг друга и к гироскопу будет приложен момент, вызывающий прецессию в направлении, противоположном первоначальному отклонению оси ротора. Маятниковая коррекция, работающая так же, как у авиагоризонта, поддерживает горизонтальное направление оси ротора.

В этом приборе применена новая разновидность пневматической радиальной коррекции, в которой датчиком сигналов служит воздушный коллектор с двумя соплами, перекрываемыми эксцентричными заслонками, а датчиком моментов служит воздушная камера с двумя парами окон, одна из которых дает коррекцию в вертикальной плоскости (маятниковая), а другая по азимуту (магнитная).

Погрешности гироманнитного компаса ГМК-2

1) Дев и а ц и я, появляющаяся в результате влияния ферромагнитных частей самолета на магнитную часть коррекции; девиацию уменьшают с помощью девиационного прибора, принцип действия и внешний вид которого изображены на фиг. 145.

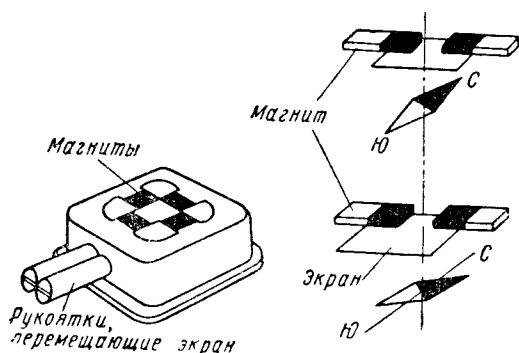
Девиационный прибор состоит из четырех постоянных магнитов, расположенных в алюминиевом корпусе прибора в виде креста с южными полюсами по концам. Одна пара магнитов параллельна продольной оси самолета, другая — поперечной. Магнитное поле этих магнитов замыкается через экран из мягкого железа, помещенный под магнитами.

Экран имеет возможность перемещаться в двух взаимно перпендикулярных направлениях. В зависимости от расположения экрана меняется величина и направление магнитного поля рассеяния, компенсирующего полукруговую девиацию прибора.

2. Застой в магнитной и коррекционной системах; не превышает 1° .

3. Креновая девиация и поворотная погрешность — такие же, как и у всякого магнитного прибора. Карданная погрешность — такая же, как у ГПК.

4. Ошибки от вихревых токов; возникают в роторе при его вращении в магнитном поле и взаимодействуют с магнитами, вызывая их девиацию. Для уменьшения величины токов ротор разрезают фрезой перпендикулярно его оси.



Фиг. 145. Принцип работы девиационного прибора.

Основными характеристиками гироманнитного компаса

Основные характеристики гироманнитного компаса

Момент инерции ротора	0,65 Гсм сек ²
Момент трения в подвесе	0,3 Гсм
Застой	1°
Установка на меридиане	с точностью до 3°
Число оборотов ротора	12 000 об/мин
Скорость прецессии	10 ÷ 15 "
Реактивный момент коррекции	2,5 Гсм
Вес	около 2 кг
Время вращения ротора по инерции	от 16 до 23 мин.
Девиация при наклонах	не более 5° за 2 мин.

Дистанционные гироманнитные компасы

Гирокоспические дистанционные компасы в последнее время получают все большее распространение¹.

Принципиальная схема одного из дистанционных гироманнитных компасов дана на фиг. 146.

Дистанционный гироманнитный компас ДГМК представляет собой гирополукомпас, показания которого корректируются магнитным компасом типа ПДК.

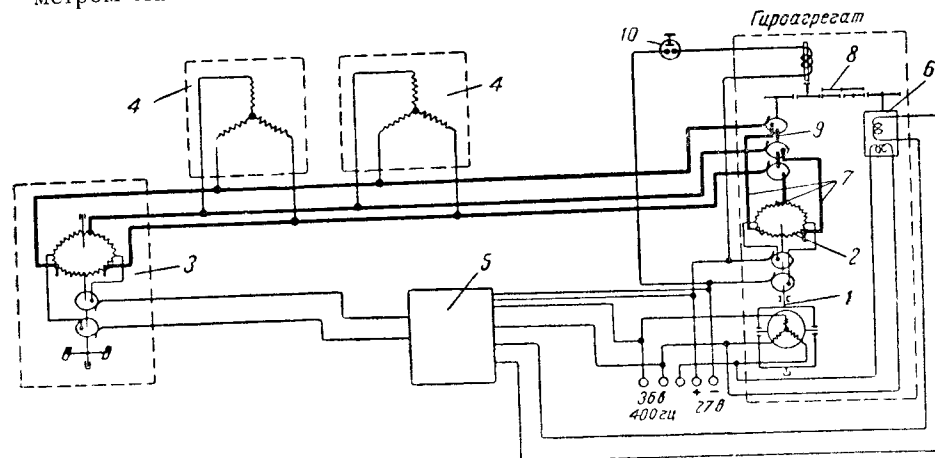
В комплект прибора входит:

- а) гирополукомпас;
- б) магнитный датчик типа ПДК;

¹ См. книгу Г. О. Фридендера и В. П. Селезнева, Пилотажные манометрические приборы, компасы и автоштурманы, Оборонгиз, 1953.

- в) усилитель;
- г) два указателя;
- д) соединительная коробка;
- е) кнопка согласования;
- ж) преобразователь.

На оси внешней рамки свободного гироскопа 1 закреплен кольцевой потенциометр 2 типа ПДК, к двум диаметрально расположенным точкам которого подводится постоянное напряжение 27 в. По потенциометру скользят три щетки, расположенные под углом 120° . Положение щеток относительно токоподводов определяет величину потенциала каждой щетки. Щетки через контактные кольца 9 и токосъемные пружины связаны одновременно с потенциометром магнитного датчика 3 и двумя указателями 4.



Фиг. 146. Принципиальная схема дистанционного гироманнитного компаса ДГМК-3.

1 — внешняя рамка свободного гироскопа; 2 — кольцевой потенциометр; 3 — магнитный датчик ПДК-45; 4 — указатели; 5 — усилитель; 6 — электродвигатель; 7 — щетки; 8 — реактор; 9 — контактные кольца; 10 — кнопка согласования.

Если углы между щетками и токоподводами гироагрегата и соответственно щетками и токоподводами магнитного датчика отличаются на 90° , то разность потенциалов на токоподводах датчика равна нулю. Если же разность между этими углами не равна 90° , то на токоподводах датчика возникает разность потенциалов, которая подается на вход усилителя 5. Снимаемое со вторичной обмотки выходного трансформатора усилителя напряжение подается на управляющую обмотку электродвигателя 6 гироагрегата, который поворачивает щетки потенциометра гироагрегата в сторону уменьшения угла рассогласования.

Таким образом, показания указателя зависят от положения щеток относительно токоподводов потенциометра магнитного датчика.

При этом указатели показывают компасный курс с погрешностью не более $\pm 2^\circ$.

Рассогласование между положением щеток потенциометра гироскопа и магнита датчика может быть вызвано двумя причинами:

а) Прецессией гироскопа в азимуте.

Так как гироскоп в азимуте не корректируется, то он может прецессировать под действием сил трения и всегда имеющейся некоторой несбалансированности внутренней рамки. Эта прецессия гироскопа компенсируется соответствующим движением щеток потенциометра гироскопа. Так как скорость прецессии гироскопа при всех условиях не превышает 1 град/мин, а скорость отработки щеток выбрана приблизительно равной 3 град/мин, то прецессия гироскопа в азимуте не может вызвать рассогласования системы. Кроме того, указанная скорость отработки щеток обеспечивает независимые от колебаний магнитной системы датчика ПДК показания указателями осредненного компасного курса.

б) Увлечением катушки магнитного датчика.

Динамические погрешности магнитного датчика ПДК, возникающие при перегрузках самолета, увлекают катушку магнитного датчика, вызывая рассогласование системы. При этом электродвигатель 6 гироскопа поворачивает щетки потенциометра в сторону уменьшения рассогласования, и в показаниях указателя появляется ошибка. Но так как возникающие перегрузки, в частности при виражах, обычно бывают кратковременными и гироскоп за это время практически сохраняет свое положение в пространстве неизменным, а скорость отработки щеток невелика (3 град/мин), то ошибка за каждую минуту виража в среднем не превышает $2,5^\circ$.

Большие погрешности, свойственные магнитным компасам, и необходимость точного определения курса самолета, возникающая при решении ряда задач, заставляют искать новые решения определения курса самолета. Одним из таких решений является создание приборов, основанных на непосредственном измерении магнитного поля Земли, т. е. создание *индукционных компасов*.

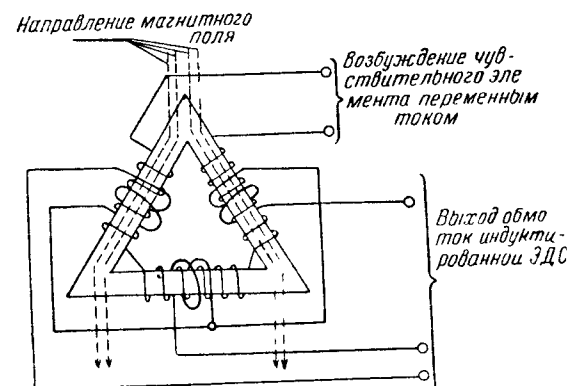
Дистанционные индукционные компасы

Дистанционный индукционный компас состоит из:

- 1) индукционного датчика;
- 2) нескольких указателей (в том числе один главный);
- 3) усилителя;
- 4) инвертора;
- 5) арретира.

Главной частью прибора является индукционный датчик, который помещают в крыле самолета или в хвостовой части фюзеляжа для изоляции от возмущающего влияния ферромагнитных масс и электрических токов.

Чувствительный элемент датчика состоит из трех пар стержней (фиг. 147), изготовленных из материала с высокой магнитной проницаемостью (пермаллой). Каждая пара стержней несет на себе две обмотки, одна из которых служит для магнитного возбуждения



Фиг. 147. Схема чувствительного элемента индукционного датчика.

стержней, а другая — для обнаружения изменения направления стержней относительно магнитного поля Земли.

Обмотки возбуждения соединены последовательно и питаются переменным током частотой 500 гц.

Переменные магнитные потоки, создаваемые этими токами в стержнях каждой пары, имеют взаимно противоположные направления. Поэтому во вторичных обмотках они не индуцируют ЭДС, а только вызывают изменение магнитной проницаемости стержней.

Благодаря периодическому изменению магнитной проницаемости горизонтальная составляющая магнитного поля Земли создает в стержнях пульсирующие магнитные потоки, что приводит к появлению во вторичной обмотке электродвижущих сил, величина которых зависит от расположения стержней относительно магнитного меридиана.

Наибольшей величины ЭДС достигает в обмотке стержня, расположенного параллельно линиям поля (север — юг). В обмотках перпендикулярных полю (восток — запад) ЭДС не возникает, так как их витки не пересекаются магнитным полем.

Каждому курсу самолета соответствует определенное соотношение ЭДС трех обмоток. Это обстоятельство и используется для измерения курса самолета.

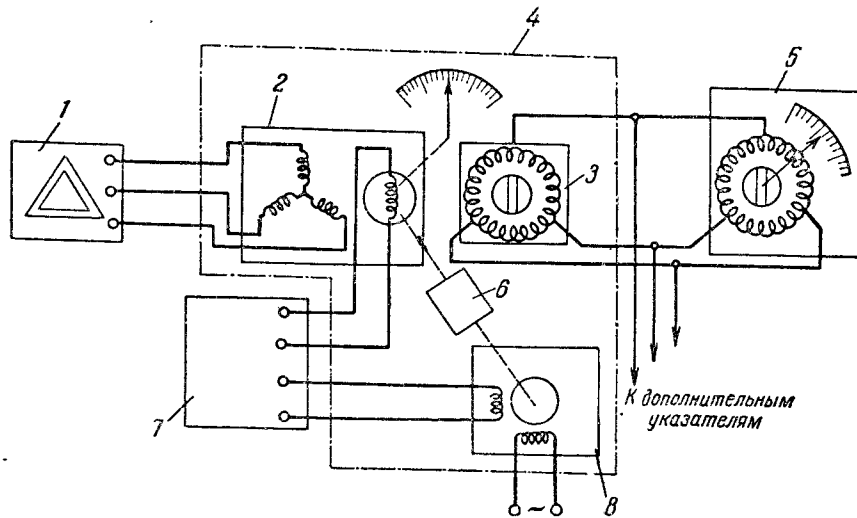
Чувствительный элемент датчика смонтирован на гироскопе с тремя степенями свободы. Собственная ось гироскопа расположена в вертикальной плоскости.

Гирокосп обеспечивает горизонтальность положения чувствительного элемента и вместе с тем при изменении курса самолета не мешает ему поворачиваться вместе с самолетом вокруг вертикальной оси.

Схема отработки курса таким компасом показана на фиг. 148.

В главном указателе 4 имеется сельсин 2, принимающий сигналы ЭДС чувствительного элемента.

Вторичная обмотка индукционного датчика питает статорную обмотку сельсина 2. В обмотке ротора сельсина при этом наводится ЭДС равнодействующим магнитным потоком всех трех обмоток



Фиг. 148. Электрическая схема дистанционного индукционного компаса.

1—датчик; 2—сельсин; 3—магнесин; 4—главный указатель; 5—дополнительный указатель; 6—редуктор; 7—усилитель; 8—асинхронный электродвигатель.

статора. Следовательно, результирующая ЭДС роторной обмотки будет иметь разное угловое направление в зависимости от соотношения ЭДС обмоток датчика (т. е. в зависимости от курса).

Так как ЭДС ротора сельсина невелика, то она усиливается в электронном усилителе 7, и затем усиленные сигналы подаются на одну из обмоток двухфазного асинхронного двигателя 8 механизма отработки курса.

Вторая обмотка двигателя питается переменным током такой же частоты, получаемым непосредственно от инвертора. Фаза тока, питающего вторую обмотку, неизменна.

Электродвигатель 8 через редуктор 6 вращает стрелку главного указателя 4 и ротор сельсина 2. Когда ротор сельсина повернется так, что его обмотка будет перпендикулярна результирующему

магнитному потоку статора, ЭДС в сельсине исчезнет, электродвигатель 8 остановится и стрелка прибора укажет курс самолета.

Всякое изменение курса сопровождается изменением направления магнитного потока; при этом электродвигатель вновь будет возбужден и установит ротор и стрелку прибора в новое положение, соответствующее новому курсу.

Механизм отработки курса одновременно с вращением ротора сельсина 2 вращает ротор магнесина 3, предназначенного для передачи показаний дополнительным указателям 5.

Дополнительные указатели имеют принимающий магнесин со стрелкой на роторе.

Так как датчик компаса не имеет подвижных чувствительных элементов, вызывающих инерционные погрешности, и удален от ферромагнитных масс, создающих девиации, то он дает показания с большой степенью точности; это привело к широкому его применению на средних и тяжелых самолетах.

Большим преимуществом индукционного компаса с чувствительным элементом, стабилизированным в плоскости горизонта, является отсутствие карданной ошибки.

При конструировании индукционного дистанционного компаса следует помнить, что применяемая в нем весьма точная гирокоспическая вертикаль должна быть установлена в центре тяжести самолета (для обеспечения достаточной точности показаний), а магнитный индукционный датчик — в месте, где компасные девиации малы. Практически в центре тяжести самолета магнитные девиации не будут наименьшими.

Недостатком, ограничивающим применение дистанционного индукционного компаса, является его сложность и громоздкость.

Глава VI

АВТОПИЛОТЫ

§ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В полете самолет может одновременно вращаться относительно всех трех осей.

Так как самолет вращается относительно своего центра тяжести, то для соблюдения продольного равновесия необходимо, чтобы сумма моментов, действующих на самолет относительно оси zz (см. фиг. 1), равнялась нулю. Моменты, поворачивающие самолет относительно оси zz , могут быть вызваны аэродинамическими силами, силами тяжести и т. д.

Если продольное равновесие самолета нарушено, то для восстановления его необходимо воздействовать на руль высоты.

Равновесие самолета относительно оси yy обеспечивается равенством нулю моментов, действующих в плоскости симметрии. Оно называется равновесием пути. Нарушение этого равновесия может быть вызвано рядом причин: искажением формы одной половины крыла, отклонением руля поворота, неодинаковой тягой винтов у многомоторных самолетов и т. д.

Нарушение равновесия проявляется в разворотах самолета вправо или влево и одновременном наклоне в сторону поворота. Наклон появляется вследствие того, что наружное (по развороту) крыло проходит за то же время больший путь; следовательно, его скорость и подъемная сила, приложенная к нему, будет также больше, нежели у внутреннего крыла.

Разворот самолета летчик устраняет отклонением руля поворота в сторону, противоположную развороту.

Равновесие самолета относительно оси xx называется поперечным равновесием. Оно обеспечивается в первую очередь строгой симметрией самолета относительно плоскости симметрии.

Реакция винтомоторной группы, наклоняющая самолет в сторону, обратную направлению вращения винта, поглощается с помощью триммеров элеронов (небольшие подвижные рулевые поверхности, вписанные в габарит элерона).

Для восстановления поперечного равновесия пользуются, кроме триммеров, также и элеронами.

При поперечных кренах самолет стремится развернуться в сторону крена. Поэтому при кренах и разворотах летчик всегда одновременно воздействует на руль поворота и элероны.

Способность самолета без вмешательства летчика поддерживать неизменный режим полета, а в случае кратковременного нарушения равновесия быстро его восстанавливать, называется устойчивостью самолета.

Устойчивость самолета относительно осей xx и yy называется боковой устойчивостью. Кроме того, устойчивость относительно оси xx называют поперечной устойчивостью, а устойчивость относительно оси yy называют устойчивостью пути.

Однако чаще пользуются вспомогательными понятиями: флюгерная устойчивость и устойчивость против кренов.

Самолет называют флюгерно-устойчивым, если он без вмешательства летчика стремится стать плоскостью симметрии строго по потоку.

Устойчивостью против кренов называется стремление самолета выходить из случайно возникших кренов; чем устойчивее самолет, тем труднее летчику изменить режим его полета, тем хуже его управляемость, т. е. тем меньше чувствительность к отклонению рулей. При конструировании самолета необходимо сочетать заданную устойчивость с управляемостью.

Для облегчения работы летчика по управлению самолетом применяют автоматические стабилизаторы-автопилоты.

Почти все современные автопилоты содержат гироскопические узлы.

Автопилоты с гироскопами с тремя степенями свободы имеют большое значение для обеспечения полетов без видимости земных ориентиров.

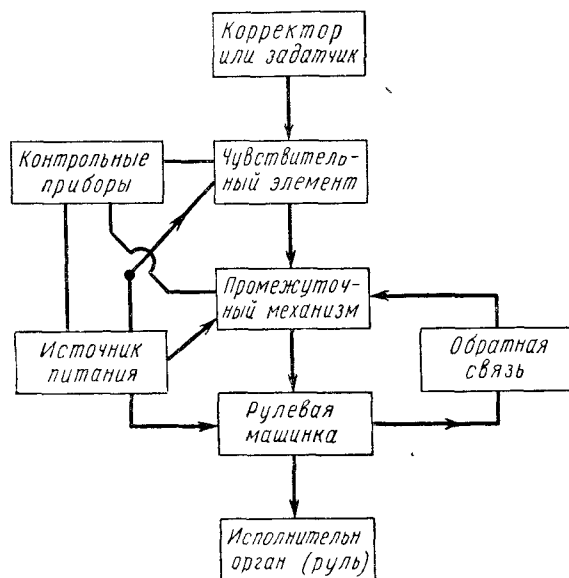
Автопилот представляет собой автоматический регулятор, предназначенный для удержания самолета в заданном режиме полета без вмешательства летчика. Поэтому нужно, чтобы параметры, характеризующие данный режим полета, оставались постоянными, или, по крайней мере, чтобы отклонения их были возможно меньше. Например, для прямолинейного горизонтального полета средняя скорость, высота и курс должны оставаться постоянными, а амплитуда их изменения малой. Кроме того, следует устранять колебания самолета около всех трех его осей.

Некоторые параметры, характеризующие состояние равновесия самолета относительно его осей, могут измениться в полете (центровка, вес, тяга винтов и т. д.); автопилот должен без вмешательства летчика удерживать самолет в заданном положении (точнее в положении, мало отличающемся от заданного).

Автопилот должен выполнять все основные маневры, т. е. правые и левые развороты как в горизонтальном полете, так и при подъеме и спуске.

Автопилот должен обладать надежностью, независимостью характеристик от окружающей среды, должен быть прост в эксплуатации.

Так как одновременная стабилизация четырех основных параметров полета: высоты, скорости, курса и кренов возможна только при помощи четырех органов управления, т. е. сектора газа, руля высоты, руля поворота и элеронов, то автопилот, полностью осво-



Фиг. 149. Главные части автопилота

бождающий летчика от управления самолетом, должен состоять из четырех автоматов, управляющих сектором газа авиадвигателя, рулем высоты, рулем поворота и элеронами. В большинстве современных автопилотов эта задача не решена полностью и имеются только автоматы, управляющие рулями самолета.

Основные части любого автомата автопилота показаны на схеме фиг. 149.

Чувствительный элемент, представляющий собой гироскоп с тремя степенями свободы, воспринимает изменение регулируемого им параметра самолета.

В качестве чувствительных элементов, позволяющих сохранять выбранное направление в автопилотах, в настоящее время чаще всего применяют гироскопические приборы в виде гироскопа с тремя степенями свободы, менее других приборов подверженные действию болтанки.

Коррекция в этих приборах принципиально не отличается от коррекции авиагоризонта, ГПК и т. д. Для стабилизации скорости и высоты применяют мембранные приборы, работающие от приемника воздушных давлений.

Промежуточные механизмы воспринимают импульсы чувствительного элемента, в случае необходимости усиливают и складывают их (если одним рулем управляют несколько чувствительных элементов) и управляют работой рулевой машинки, отклоняющей соответствующий *исполнительный орган (руль самолета)*.

Промежуточные механизмы состоят из:

- а) воспринимающей части — датчика;
- б) усиливающей части;
- в) суммирующей части;
- г) управляющей части.

Источники питания обеспечивают необходимой энергией все остальные элементы. Наиболее широко используется пневматическая, гидравлическая и электрическая энергия. Все большее распространение получает электрическая энергия.

Обратная связь согласует угол отклонения руля с величиной отклонения стабилизируемого параметра.

Контрольные приборы позволяют летчику проверять работу автопилота и его частей. Включение и выключение автопилота осуществляется рукоятками управления.

Рулевые машинки отклоняют руль самолета при помощи внешнего источника энергии. По типу используемой энергии они делятся на пневматические, гидравлические, электрические и механические. Наибольшую плавность действия обеспечивают пневматические машинки, работающие обычно на давлении $1,5 \div 5 \text{ кг/см}^2$. Из всех элементов автопилота, нуждающихся в питании, наибольшую мощность поглощают рулевые машинки.

В качестве источников энергии чаще всего используются пневматические и гидравлические насосы. По своему назначению они делятся на обслуживающие: а) чувствительные элементы, б) рулевые машинки и в) промежуточные механизмы.

§ 2. ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ РЕГУЛИРОВАНИЯ

Любой автопилот работает по одной из следующих схем регулирования.

1. *Прямое регулирование* — автомат непосредственного действия. Чувствительные элементы таких автоматов выполнялись в виде маятников или свободных гироскопов.

Маятниковые автопилоты не получили распространения так как все они работали с большим запаздыванием и вызывали колебания самолета (рыскание)

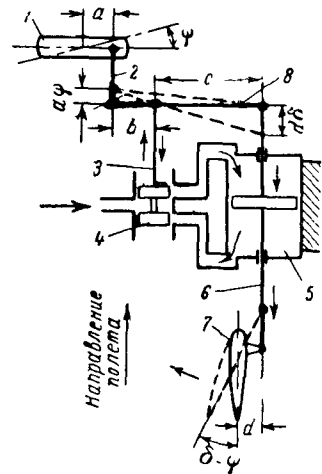
Гироскопические автопилоты такого типа также не получили распространения из-за необходимости применения мощных гироскопов.

В современных автопилотах схемы прямого регулирования не применяются.

2. *Непрямое регулирование без обратной связи* приводит к незатухающим колебаниям руля и самолета (автоколебания). Схема на самолетах не применяется.

3. *Непрямое регулирование с жесткой обратной связью* (фиг. 150).

Автопилот с такой схемой регулирования состоит из свободного гироскопа 1, рамка которого тягами 2 и 3 соединена с золотником 4, управляющим работой поршневой рулевой машинки 5; шток 6 машинки 5 соединен тягой с рулем самолета 7. Рычаг 8 соединяет золотник 4 с верхним концом штока рулевой машинки (обратная связь). Таким образом, в этой схеме положение золотника зависит как от положения гироскопа, так и от положения руля.



Фиг. 150. Схема непрямого регулирования с жесткой обратной связью.

1—гироскоп; 2—тяга; 3—тяга золотника; 4—золотник; 5—рулевая машинка; 6—шток; 7—руль самолета; 8—рычаг обратной связи; a, b, c и d—плечи рычагов; ψ—угол отклонения самолета.

При отклонении от заданного режима золотник смещается, например, вверх; при этом поршень рулевой машинки пойдет вниз, отклоняя руль управления влево. Одновременно шток рулевой машинки опускает золотник. Движение поршня и отклонение руля прекратятся, как только золотник вернется в нейтральное положение.

Автоматы, работающие по этой схеме, не всегда полностью восстанавливают заданный режим работы. Например, в самолете, снабженном продольным автоматом, при изменении центровки, вызванной, например, перемещением пассажира в кабине, нос самолета может опуститься (или подняться). Автомат будет отклонять руль высоты вверх (или вниз), при этом равновесие самолета восстановится в тот момент, когда момент от руля уравнивает момент от смещения центра тяжести, т. е. в некотором новом положении самолета. Угол, на который самолет отклонился от первоначального положения, называют *остаточной неравномерностью регулирования*. Для возвращения к первоначальному режиму полета летчику приходится вручную по показаниям прибора вносить поправки.

4. *Непрямое регулирование с нежесткой обратной связью*, называемое иначе *изотропным*.

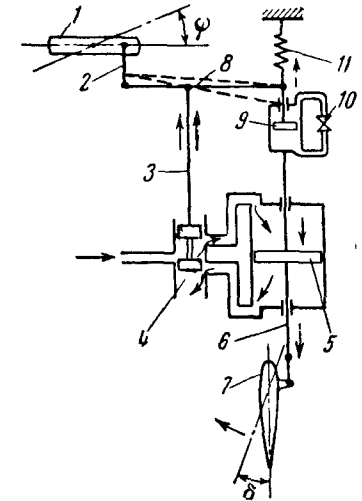
В этом случае золотник 4 соединяется со штоком рулевой машинки 5 через демпфер 9, называемый катарактом (фиг. 151), степень демпфирования которого регулируется краном 10. Если кран

10 закрыт, то обратная связь превращается в жесткую. На конце рычага 8 устанавливается фиксирующая пружина 11.

Величина обратного воздействия рулевой машинки на золотник зависит от скорости относительного перемещения самолета и руля самолета. При кратковременных возмущениях автопилот работает как автомат с жесткой обратной связью.

При длительных возмущениях, например, в результате изменения тяги правого винта, самолет начнет поворачиваться, в данном случае вправо, а золотник заставит руль поворота отклониться влево. Как и в предыдущем случае, самолет установится в некотором новом, отличном от начального, положении, в котором момент отклоненного руля скомпенсирует момент несимметричности сил тяги. Получим новое положение равновесия самолета, но не автомата, так как пружина 11 при этом растянута и будет смещать поршень катаракта 9 и золотника 4 вверх, отчего угол отклонения руля поворота влево еще увеличится. Равновесие самолета относительно оси уу нарушится, самолет начнет возвращаться на курс.

Процесс будет продолжаться до тех пор, пока пружина и золотник не установятся в нейтральное положение, соответствующее заданному курсу. В результате самолет стабилизируется на курсе. При этом руль отклонится влево на такой угол, при котором момент от руля точно скомпенсирует момент от несимметричности сил тяги и все части автомата, кроме штока рулевой машинки, займут нейтральное положение.



Фиг. 151. Непрямое регулирование с нежесткой обратной связью.

1—гироскоп; 2—тяга; 3—тяга золотника; 4—золотник; 5—рулевая машинка; 6—шток машинки; 7—руль; 8—рычаг обратной связи; 9—катаракт; 10—кран; 11—пружина; ψ—угол отклонения самолета.

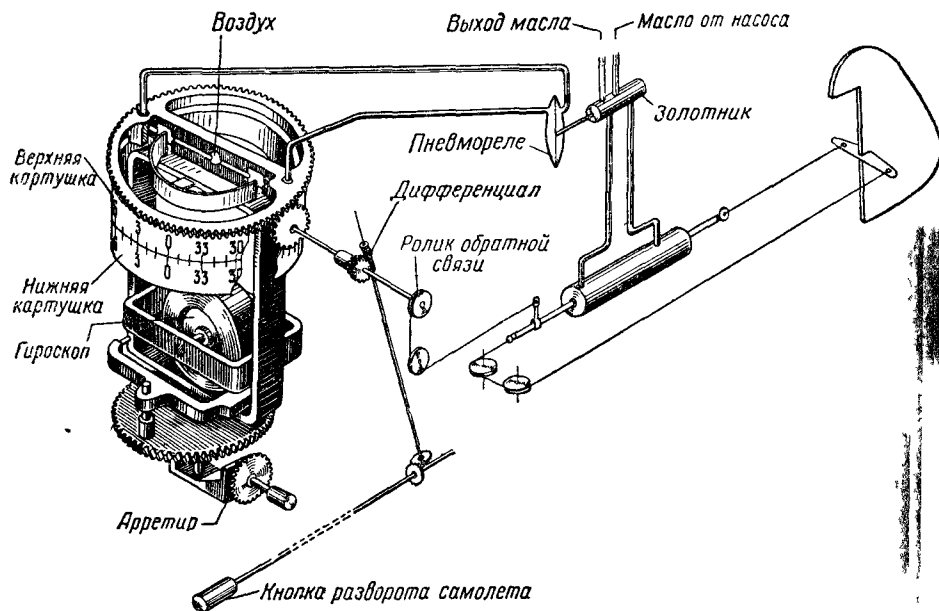
§ 3. УСТРОЙСТВО И РАБОТА АВТОПИЛОТОВ

Автопилот пневматический АП-45

Работа всех трех автоматов автопилота АП-45: продольного, поперечного и курсового основана на одном принципе. Чувствительный элемент, выполненный в виде астатического гироскопа с тремя степенями свободы, действует с помощью специального пневматического реле через золотник на рулевую машинку, управляющую соответствующими рулями.

Чувствительный элемент курсовой стабилизации представляет собой гиropolукомпас, а чувствительный элемент поперечной и продольной стабилизации — авиагоризонт. Оба гироскопические прибора пневматические, в конструктивном отношении аналогичны рассмотренным выше приборам ГПК и АГП, но сравнительно с ними имеют некоторые дополнения.

На фиг. 152 представлена схема курсовой стабилизации автопилота.



Фиг. 152 Схема курсовой стабилизации автопилота АП-45

Гиropolукомпас обеспечивает показания курса как при управлении самолетом вручную, так и при автоматическом управлении.

Арретир работает как в обычном ГПК.

Нижняя картушка такая же, как у ГПК; верхняя картушка или шкала обратной связи связана через зубчатые колеса и дифференциал с кнопкой разворота самолета и через трос обратной связи — с рулем поворота самолета.

При совпадении делений шкал обеих картушек дугообразная заслонка, связанная с гироскопом, поровну перекрывает сопла коллектора, и пневматическое реле занимает нейтральное положение. Воздух поступает в коллектор от специального насоса через отверстие в средней части.

При отклонениях от курса вместе с самолетом отклонится корпус автомата курса и жестко связанный с ним коллектор;

заслонка же, связанная с гироскопом, сохранит неизменное в пространстве положение. В результате сопла окажутся перекрытыми по-разному, сработает пневмореле, и золотники рулевой машинки переместят руль поворота так, что самолет начнет возвращаться к исходному положению.

Обратная связь выполнена в виде тросов, связывающих шток рулевой машинки с коллектором и перемещающих этот последний на величину, пропорциональную отклонению руля поворота.

Курсовой автомат, выполненный по этой схеме, с успехом используется на самолетах; однако он имеет ряд недостатков: 1) не обеспечивает координированной работы рулей при действии возмущающих сил; 2) имеет недостаточную высотность; 3) трудно регулируется в различных условиях полета (например, при «болтанке»); 4) требует многообразных источников питания; 5) имеет неудобную механическую систему обратной связи и т. д.

Чувствительный элемент продольной и поперечной стабилизации самолета выполнен в виде авиагоризонта с двумя коллекторами: один для продольной, другой для поперечной стабилизации.

Управление рулями осуществляется через пневмореле и рулевую машинку.

Обратная связь выполнена в виде системы тросов. Комплект автопилота приведен в табл. 5.

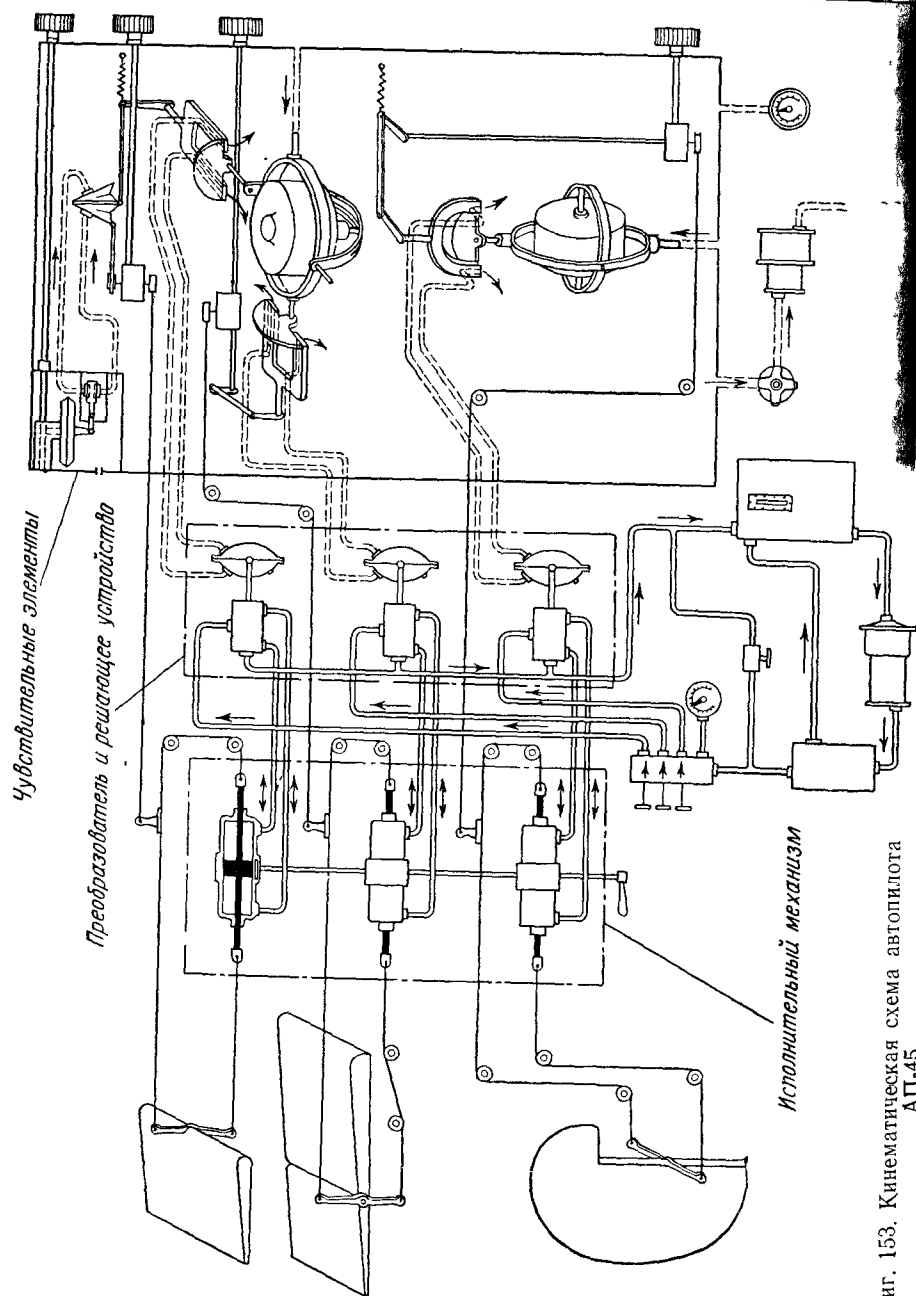
Таблица 5

Наименование	Вес в кг	Наименование	Вес в кг
Автомат курса	3,45	Дренажный бачок	0,34
Продольно-поперечный автомат	4,55	Регулятор давления	0,3
Монтажный кронштейн	2,1	Электрическое дистанционное управление	1,7
Гидравлический агрегат	3,2	Масляный насос	1,6
Рулевая машинка	4,1	Вес комплекта с проводкой и маслом	около 30
Масляный бак	1		
Двухстрелочный манометр	0,2		

Кинематическая схема автопилота приведена на фиг. 153, а общая схема — на фиг. 154.

Для поддержания постоянного давления в пневмосистеме применяют специальный регулятор давления.

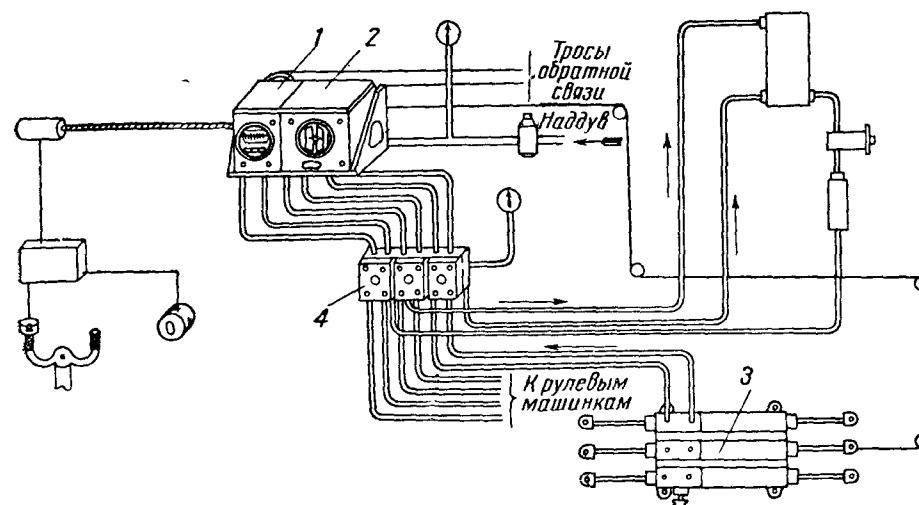
Масло для гидроагрегатов находится в бачке и посредством масляного насоса через масляный фильтр подается к масляным золотникам и рулевым машинкам. Избыток масла и отработанное масло по специальным трубопроводам вновь поступает в масляный бачок.



Фиг. 153. Кинематическая схема автопилота АП-45.

В зависимости от типа самолета возможны следующие изменения схемы автопилота:

1. Питание чувствительной части может осуществляться от вакуум-насоса.
2. В конструкцию прибора могут быть введены агрегаты дистанционного управления с кнопками управления у летчика и штурмана.



Фиг. 154. Общая схема автопилота АП-45.

1—автомат курса, 2—автомат продольной и поперечной стабилизации, 3—рулевые машинки, 4—гидроагрегат

3. Может быть предусмотрена коррекция от магнитного компаса и радиокompаса.

4. Вместо блочных рулевых машинок могут быть установлены отдельные рулевые машинки.

Характеристика АП-45

Потолок работы	9÷10 км
Температурный интервал	от +50 до -35 °С
Угловые колебания самолета	±(0,5÷1°)
Усилие рулевых машинок	85 кг
Потребляемая мощность	1,5÷2 л. с.

Автопилот может создавать кабрирование под углом до 35°, пикирование под углом до 80°, вираж с креном до 55°.

Регулятор давления, применяемый в случае питания АП-45 от нагнетателя авиационного двигателя, поддерживает давление 80÷100 мм рт. ст.

Пневматические автопилоты АП-45 с успехом применяются в гражданской авиации, предъявляющей к ним следующие требования:

Точность стабилизации	~1—2°
Температурный интервал	от —20 до +50 °С
Потолок работы	~7000 м

Кроме того, должны быть обеспечены: надежность, малый вес, дешевизна и простота обслуживания.

Электрический автопилот

Все агрегаты электрического автопилота полностью электрифицированы, и работа их не зависит от высоты полета и температуры. На агрегаты чувствительной части и рулевые машинки надеты электрообогреватели, включающиеся при температуре ниже —20° С.

Автопилот управляет самолетом и стабилизирует прицел в азимуте при бомбометании. Действие рулей координировано, т. е. при крене отклоняются не только элероны, но и одновременно рули поворота и высоты. Это обеспечивает большую точность стабилизации.

Электрический автопилот обеспечивает три стабилизации самолета. Чувствительный элемент курсовой стабилизации выполнен в виде свободного гироскопа и масляного демпфера, при помощи которого измеряется угловая скорость самолета относительно вертикальной оси¹. Чувствительный элемент продольно-поперечной стабилизации представляет собой свободный гироскоп с маятниковой коррекцией.

В комплект электрического автопилота входят:

1. Агрегат курсовой стабилизации.
2. Агрегат продольно-поперечной стабилизации.
3. Рулевые машинки.
4. Пульт управления.
5. Усилитель.
6. Распределительная коробка.
7. Индикатор курса.

Отсутствие механических связей между элементами автопилота значительно облегчает монтаж его.

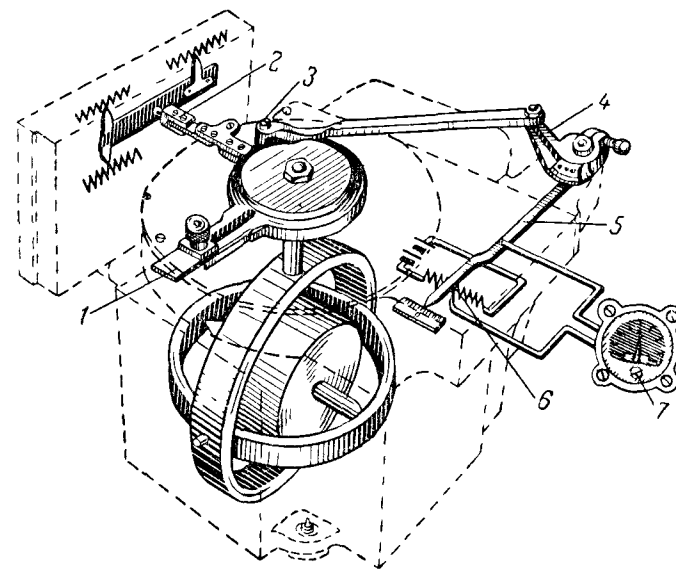
Стабилизатор курса

Кинематическая схема курсовой стабилизации электрического автопилота приведена на фиг. 155.

Свободный гироскоп с горизонтальной осью собственного вращения, ротор которого питается постоянным током, вращается со скоростью 7000 ÷ 8000 об/мин.

¹ Подача в курсовой канал сигнала, пропорционального угловой скорости, способствует демпфированию колебаний самолета.

С вертикальной осью внешней рамки жестко связана фрикционная муфта с барабаном, поверх которого установлен второй барабан, связанный муфтой с прицелом. С фрикционным барабаном сцепляется кольцо с тремя рычагами: один рычаг связан с ползунком 2 потенциометров управления, второй — с арретиром 1, а третий соединяет ползунок 3 с индикатором 7.



Фиг. 155. Кинематическая схема курсовой стабилизации электрического автопилота.

1—арретир; 2—ползунок потенциометра, 3—ползунок; 4—колодка, 5—тяга; 6—стрелка, 7—индикатор летчика.

С левой стороны корпуса курсового стабилизатора укреплена коробка потенциометров управления, в которой расположены: потенциометр управления курсом и сдвоенный потенциометр управления элеронами.

Ползунок 2 управления курсом соединен с колодкой 4, несущей на себе ползунки потенциометров курса и элеронов.

Перемещение ползунка потенциометра пропорционально угловому отклонению самолета от курса и скорости этого отклонения.

Перед включением автопилота ползунок потенциометра курса должен быть в нейтральном положении.

Индикатор 7 летчика представляет собой работающий на постоянном токе гальванометрический прибор, подключенный к потенциометру. Гальванометр измеряет напряжение на участке от средней точки потенциометра до точки контактирования ползунка; величина этого напряжения пропорциональна изменению курсового угла.

Нагрузка на вертикальную ось гироскопического угла силами трения и инерционными силами настолько велика, что требуется компенсация.

С этой целью в конструкцию введено коррекционное приспособление (фиг. 156), выполненное в виде двигателя 1, развивающего момент, знак которого противоположен знаку момента, нагружающего гироскоп. Зубчатое колесо 2, жестко связанное с наружной вертикальной рамкой гироскопа, соединено с помощью промежуточных зубчатых колес со скользящими по своей оси трибками 3 и 4, с которыми жестко связаны два фрикционных диска 5; соосно с дисками расположены два зубчатых колеса 6 с одинаковым числом зубьев.

Торцевая сторона этих зубчатых колес, обращенная к фрикционным дискам, имеет пробковое покрытие.

Оба зубчатых колеса 6 приводятся в непрерывное и взаимно противоположное вращение двигателем 1.

На кожухе гироскопа укреплен щетка 7, скользящая по двум парам ламелей 8 при поворотах гироскопа вокруг вертикальной оси.

Каждая внутренняя ламель соединена через сопротивление с обмоткой одного из электромагнитов 9, сцепляющих при включении фрикционные диски с пробковой поверхностью зубчатых колес 6.

Внешние ламели соединены с магнитами 9 непосредственно.

При действии внешнего момента вокруг вертикальной оси внешней рамки ось ротора прецессирует в вертикальной плоскости.

При наклоне ротора в сторону, противоположную указанной стрелкой А, щетка 7 замкнет цепь правого электромагнита, правый диск сцепится с зубчатым колесом 6, фрикционный момент, развиваемый на поверхности диска, наложит момент, прямо противоположный нагрузочному, направление которого указано стрелкой В.

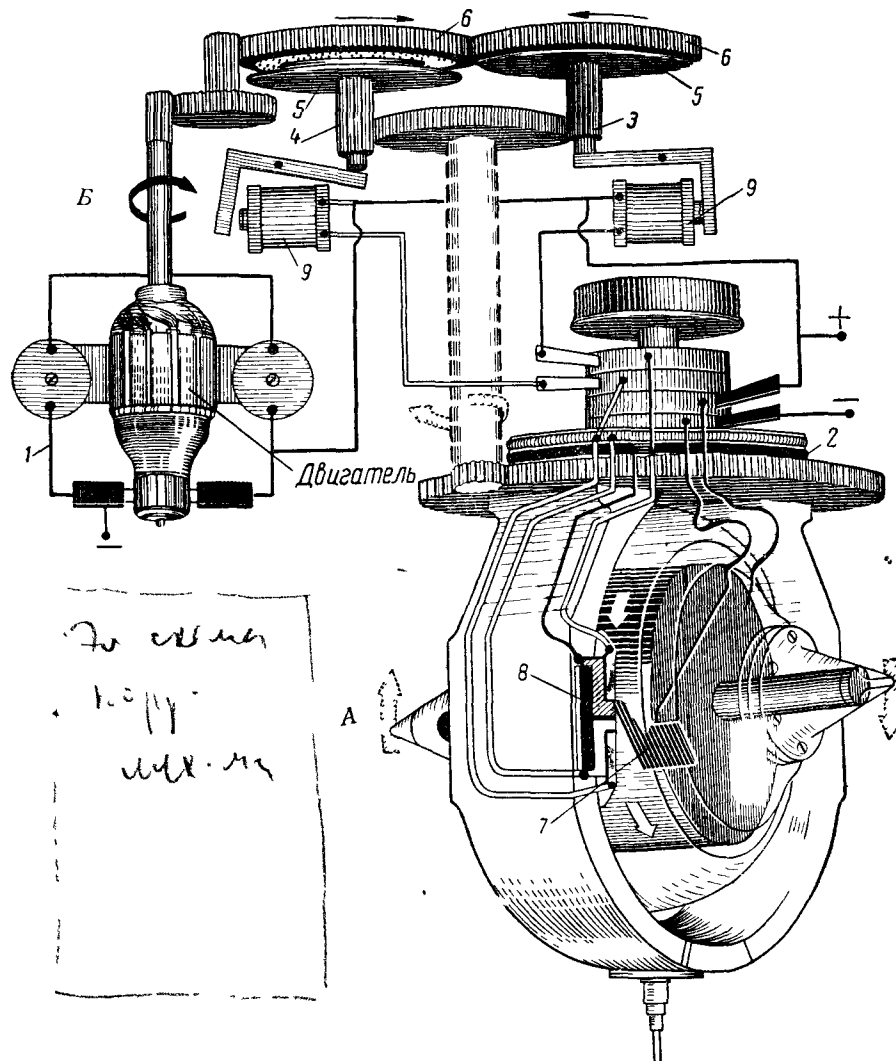
Если фрикционный момент окажется больше нагрузочного, то ось ротора будет перемещаться в направлении, обратном первоначальному, пока щетка 7 не установится на изоляторе между ламелями, и действие фрикционного момента прекратится. Если фрикционный момент окажется недостаточным, то ось ротора будет наклоняться до тех пор, пока цепь правого электромагнита замкнется уже через верхнюю ламель (без промежуточного сопротивления) вследствие чего сила сцепления на фрикционных дисках, а следовательно, и фрикционный момент возрастут. При неподвижном корпусе агрегата курсовой стабилизации зубчатое колесо 2, трибки 3 и 4 и фрикционные диски 5 неподвижны.

Чувствительный элемент продольно-поперечной стабилизации представляет собой гировертикаль (фиг. 157), питаемую постоянным током напряжением 26 в. Скорость вращения ротора гировертикали 7000÷9000 об/мин.

Коррекция гировертикали — фрикционно-маятниковая.

При разворотах самолета поперечная коррекция выключается и прецессия гироскопа от действия инерционных сил не будет.

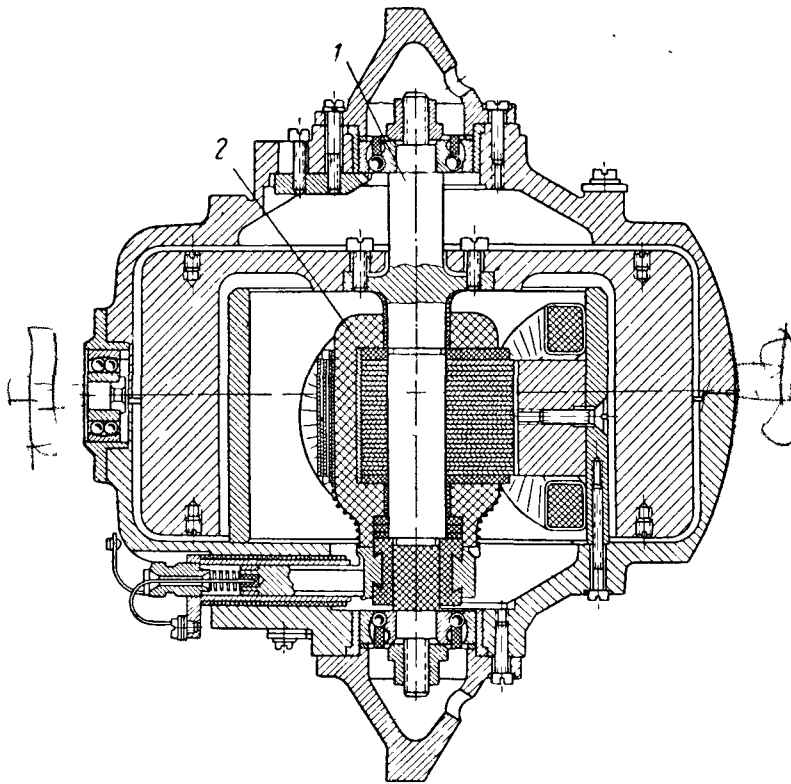
На рамках гироскопа укреплены щетки потенциометров крена и тангажа; потенциометры питаются переменным током от отдельных трансформаторов.



Фиг. 156. Схема коррекции гироскопа с непрерывным вращением корректирующего двигателя.

1—двигатель; 2—зубчатое колесо, 3 и 4—трибки; 5—диски, 6—зубчатые колеса, 7—щетка, 8—ламели, 9—электромагниты

Напряжения от щеток всех потенциометров (курсового стабилизатора, гировертикали) подаются в пульт управления, куда подводятся также напряжения от потенциометров обратной связи рулевых машинок.



Фиг. 157. Гироскопическая вертикаль.

1—главная ось; 2—электродвигатель.

На пульте управления установлено шесть ламп, сигнализирующих о режимах работы автопилота, и переключатель, позволяющий передавать управление самолетом тому или иному члену экипажа. Кроме того, на пульте имеются выключатели для раздельного выключения рулевых машинок.

При выключении питания все рулевые машинки автоматически выключаются — автопилот перестает управлять самолетом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Боднер В. А., *Авиационные контрольно-измерительные приборы*, ВВИА, 1948.
2. Браславский Д. А., Логунов С. С., *Приборы на самолете*, Оборонгиз, 1947.
3. Князев В. Н., Полищук К. Е., *Оборудование самолетов*, Оборонгиз, 1952.
4. Козлов А. С., *Гироскопические авиационные приборы*, ВВИА, 1949.
5. Ольман Е. В. и Соловьев Я. И., *Автопилоты*, Оборонгиз, 1946.
6. Павлов В. А., *Основы конструирования гироскопических приборов*, Оборонгиз, 1947.
7. Ратц Б. Г., *Аэронавигационное оборудование самолетов*, Оборонгиз, 1941.
8. Соловьев Я. И., *Гироскопические приборы и автопилоты*, Оборонгиз, 1946.
9. Тихменев С. С., *Авиационные приборы*, ВВИА, 1940.
10. Тихменев С. С., *Расчет прогиба биметаллических пластин*, журн. Точная индустрия № 2, 1938.
11. Фридлендер Г. О. и Майоров С. А., *Мембранные аэронавигационно-пилотажные приборы*, ВВИА, 1947.
12. Фридлендер Г. О. и Селезнев В. П., *Пилотажные манометрические приборы, компасы и автоштурманы*, Оборонгиз, 1953.
13. Чистяков Н. И., *Электрические авиационные приборы*, Оборонгиз, 1950.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие	3
Введение	5
Глава I. Назначение и применение авиационных приборов	9
§ 1. Силовые установки современных самолетов и приборы, контролирующие их работу	9
Поршневые двигатели легкого топлива	9
Турбореактивные и турбовинтовые двигатели	11
Приборы и автоматы силовой установки	11
§ 2. Полет самолета и пилотажные приборы	12
Навигационный режим полета	12
Приборы, контролирующие режим полета	15
§ 3. Самолетовождение	19
Способы ориентировки самолета	19
Приборы, контролирующие навигационный режим полета	21
Навигационный треугольник скоростей	22
Расчетное местоположение самолета	23
Навигационно-пилотажные приборы	25
Глава II. Основные требования, предъявляемые к авиационному оборудованию	27
§ 1. Тактико-технические требования	27
§ 2. Физико-технические требования	28
Атмосфера и ее свойства	28
§ 3. Эксплуатационные требования	30
Вибрации и перегрузки	31
Пыль	32
§ 4. Монтажные требования	32
§ 5. Общие требования к авиационным приборам	33
§ 6. Погрешности и поправки приборов	33
Обеспечение надежности и точности показаний	35
Глава III. Приборы контроля работы авиационного двигателя	36
§ 1. Общие сведения	36
Электрификация приборов, контролирующих работу авиационного двигателя	36

	Стр.
Электрические методы измерения неэлектрических величин	37
Основные элементы электрических измерительных приборов, контролирующих работу авиационного двигателя	37
§ 2. Электрические измерительные приборы, применяемые для контроля работы силовых установок	39
Магнитоэлектрические измерительные приборы	39
Магнитоэлектрические гальванометры	40
Магнитоэлектрические логометры	46
§ 3. Приборы для измерения давлений и температур	50
Мановакуумметр	50
Комбинированные приборы для измерения давлений и температур	52
Термометры сопротивления	53
Термоэлектрические термометры	59
Термоэлектрический термометр для измерения температуры выходящих газов реактивного двигателя	61
§ 4. Приборы для измерения количества и расхода топлива	63
Поплавковые топливомеры	63
Электрические емкостные топливомеры	67
Приборы, измеряющие расход топлива	69
§ 5. Тахометры	70
Глава IV. Приборы пилотажно-навигационные	76
§ 1. Краткие общие сведения о мембранных приборах	76
Барометрический высотомер	77
Указатели воздушной скорости	87
Указатели числа М	95
Вариометры	97
§ 2. Авиационные компасы	101
Магнитные компасы	101
Дистанционные компасы	117
§ 3. Навигационные координаторы и автоштурманы	120
§ 4. Радиоприборы	122
Радиовысотомеры	123
Радиополукомпасы и радиокомпасы	129
Глава V. Гироскопические приборы	136
§ 1. Элементарная теория гироскопа	136
Понятие о гироскопе	136
Основные свойства быстровращающегося гироскопа с тремя степенями свободы	140

Гироскоп с двумя степенями свободы	149
§ 2. Основные части и детали гироскопов	150
§ 3. Указатель поворота и указатель скольжения	158
§ 4. Гиросамописцы	163
§ 5. Авиагоризонты	164
Принцип действия авиагоризонта	164
Авиагоризонт пикирующий АГП-2	167
Электрический комбинированный авиагоризонт АГК-47Б	170
§ 6. Курсовые гироскопы	180
Гирополукомпас (ГПК)	180
Гироманнитные компасы	185
Гироманнитный компас ГМК-2	186
Дистанционные гироманнитные компасы	188
Дистанционные индукционные компасы	190
Глава VI. Автопилоты	194
§ 1. Общие сведения	194
§ 2. Основные схемы регулирования	197
§ 3. Устройство и работа автопилотов	199
Автопилот пневматический АП-45	199
Электрический автопилот	204

Редактор *Е. Л. Веллер*

Техн. редактор *И. М. Зудакин*

Г06012

Подписано в печать 5/Х 1954 г.

Учетно-изд. л. 13,60.

Формат бумаги $60 \times 92 \frac{1}{16} = 6,63$ бум. л.—13,25 печ. л.

Цена в пер. б р. 25 к.

Заказ 1059/1402

Типография Оборонгиза

