

Б 27

Д. А. БРАСЛАВСКИЙ  
С. С. ЛОГУНОВ



# Приборы НА САМОЛЕТЕ

ОБОРОНГИЗ

1947

Д. А. БРАСЛАВСКИЙ и С. С. ЛОГУНОВ

# П Р И Б О Р Ы Н А С А М О Л Е Т Е

*Допущено Главным управлением  
учебных заведений Министерства  
авиационной промышленности СССР  
в качестве учебного пособия для  
авиационных техникумов*

О Б О Р О Н Г И З

ГЛАВНАЯ РЕДАКЦИЯ АВИАЦИОННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ  
Москва 1947

---

---

Книга «Приборы на самолете» составлена по материалу книги «Авиационные приборы», выпущенной теми же авторами в 1941 г. Первоначальное издание значительно переработано и расширено.

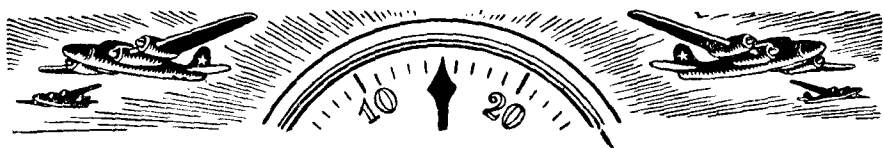
Настоящая книга отражает современное состояние отечественного приборостроения. В книге рассматриваются изготавливаемые в настоящее время пилотажно-навигационные приборы и приборы, контролирующие работу авиационного двигателя.

В книге десять глав, из которых первые две являются вводными и содержат общие сведения об авиационных приборах и описание условий их эксплуатации. Остальные главы посвящены рассмотрению применяемых в настоящее время авиационных приборов с описанием принципа их действия, назначения, конструкции, методов проверки и монтажа на самолете.

Книга утверждена в качестве учебного пособия для авиационных техникумов, но может быть широко использована в практической работе инженерами и техниками эксплуатационной службы ВВС ВС СССР.

---

---



## ПРЕДИСЛОВИЕ

Авиационная техника получила за последние годы исключительное развитие, в первую очередь в связи с применением реактивных двигателей, а также с увеличением мощности дальних самолетов.

Современные самолеты летают со скоростью, близкой к скорости звука, и могут в течение одного полета покрывать расстояние, равное диаметру земного шара. Полет может происходить в любое время дня и ночи, независимо от видимости земных ориентиров.

Всем этим достижениям авиации в большой мере способствовало создание приборов и автоматов, обеспечивающих контроль полета и решающих сложные задачи автоматического управления самолетом и ориентировки в пространстве.

В свою очередь развитие авиационной техники повлекло за собой появление новых конструкций авиационных приборов, модернизацию и усовершенствование существующих конструкций, а также перевод целых групп приборов на электрические схемы.

С каждым годом повышается удельный вес и значение приборов на самолете. Можно сказать, что развитие авиационного приборостроения является одним из важнейших факторов, определяющих общий технический уровень авиации. Так же, как и в других областях техники, развитие авиационных приборов идет по пути повышения их точности и автоматизации всех процессов управления самолетом.

В настоящей книге описаны пилотажно-навигационные и моторные приборы, применяемые на самолетах. Некоторые из них следует считать в настоящее время морально устаревшими (например, гидравлические термометры и манометры, пневматические гиросприборы, пневмо-гидравлические автопилоты и др.). Тем не менее описание этих приборов приведено в книге, так как они еще применяются на самолетах и, кроме того, представляют интерес как учебный материал.

С другой стороны, авторы не имели возможности рассмотреть в книге все новые конструкции, так как многие из них нельзя считать достаточно установившимися, а в основу данного труда положено описание приборов, вошедших в эксплуатацию.

Учитывая общую тенденцию развития электрических авиационных приборов, авторы сочли целесообразным в главе об электрических приборах дать в качестве справочного материала общие сведения из электротехники.

Кроме принципов действия и конструкций приборов, в книге рассматривается применение приборов в процессе пилотирования, самолетовождения и контроля работы двигателя; приводятся также сведения о монтаже приборов и условиях их эксплуатации.

В настоящем издании частично использован материал, опубликованный авторами в 1941 г. в книге «Авиационные приборы».

Книга «Приборы на самолете» предназначена в качестве учебного пособия для студентов авиационных техникумов. Публикуемый материал может быть также широко использован техническим составом гражданской и военной авиации, связанным с эксплуатацией приборов.

Авторы выражают признательность Г. С. Френкелю, взявшему на себя труд по научному редактированию настоящего труда и давшему ряд ценных указаний, а также благодарят Г. Н. Красникова за проделанную работу по оформлению иллюстраций.



---

## ГЛАВА ПЕРВАЯ

### НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИМЕНЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

#### § 1. Полет самолета

Режим полета. Каждый полет связан с выполнением определенного задания, от содержания которого зависят скорость, направление и высота полета. Совокупность этих трех элементов определяет собой *навигационный режим полета*.

Для сохранения необходимого режима летчик должен непрерывно поддерживать равновесие самолета в воздухе и контролировать его положение относительно земли. Эти задачи решаются при помощи приборов: *приборы винтомоторной группы* дают возможность выбрать необходимый режим работы двигателя и наблюдать за его исправностью; *пилотажно-навигационные приборы* дают возможность определить положение самолета и скорость его движения. В зависимости от условий погоды летчик устанавливает и сохраняет требуемый навигационный режим полета при помощи той или иной группы пилотажных приборов.

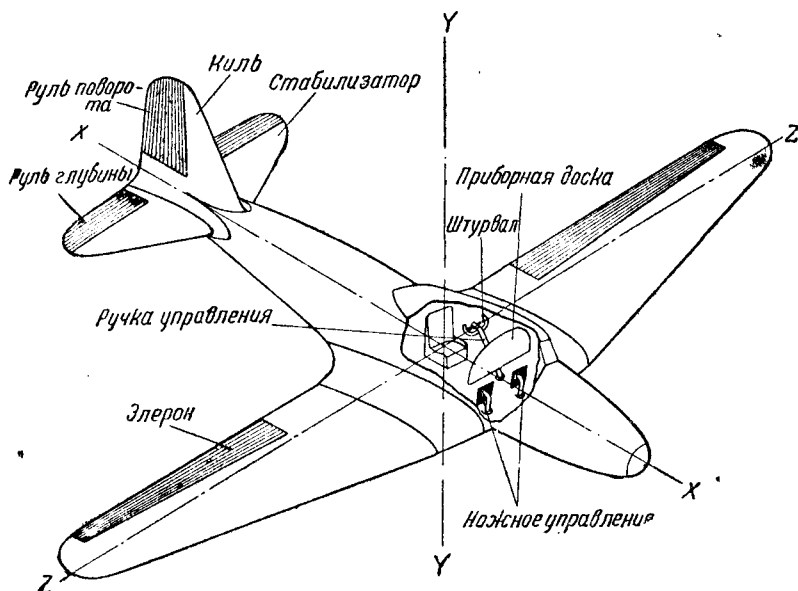
Равновесие самолета. Под влиянием порывов ветра, колебания тяги винта и других факторов самолет может отклоняться от первоначального положения, и летчик, действуя рулями, непрерывно возвращает самолет в прежнее положение.

Отклонение самолета может происходить в трех направлениях (фиг. 1): продольном (вокруг оси  $ZZ$ ), поперечном (вокруг оси  $XX$ ) и по курсу (вокруг оси  $YY$ ).

Для поворота самолета вокруг оси  $ZZ$  летчик воздействует ручкой управления на руль глубины. Вокруг оси  $XX$  летчик поворачивает самолет при помощи штурвала, воздействующего на элероны. Поворот самолета вокруг оси  $YY$  осуществляется ножным управлением — педалями, связанными с рулем поворота.

Положение самолета в пространстве определяется направлением его осей относительно плоскости горизонта и плоскости географического (истинного) меридиана (фиг. 2).

Угол  $\alpha$  между осью самолета  $XX$  и плоскостью горизонта называется *углом продольного крена*. Угол  $\beta$  между осью самолета  $ZZ$  и плоскостью горизонта называется *углом поперечного крена*. Углы продольного и поперечного крена можно



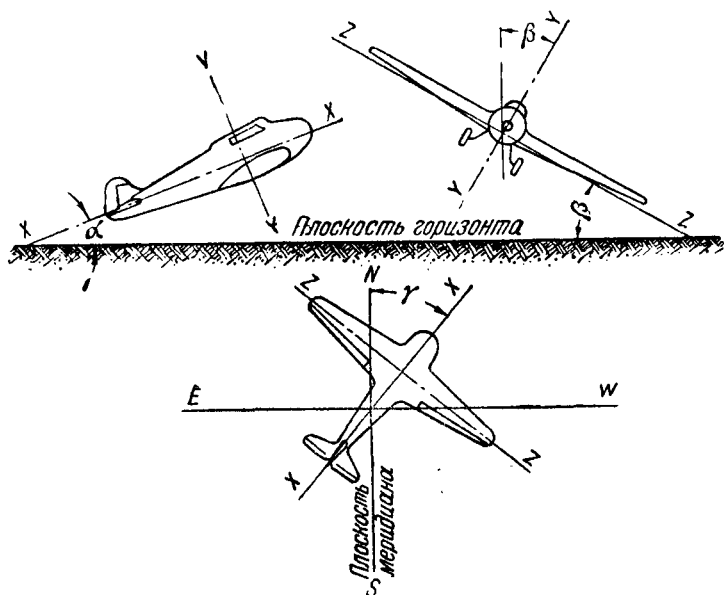
Фиг. 1. Органы управления самолетом.

отсчитывать от вертикали, так как вертикаль всегда перпендикулярна плоскости горизонта в данном месте земли.

Угол  $\gamma$  между плоскостью симметрии самолета и полуденной линией (линия пересечения горизонта с плоскостью истинного меридиана) называется *истинным курсом самолета*.

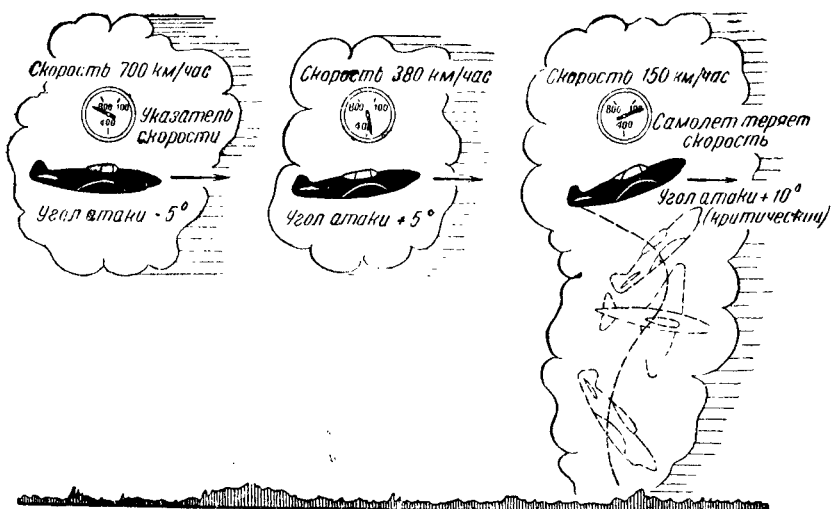
Равновесие самолета в воздухе неразрывно связано с его положением относительно плоскости горизонта, т. е. с углами продольного и поперечного крена самолета. Соответственно этому равновесие самолета вокруг оси  $ZZ$  называется *продольным равновесием*, а равновесие вокруг оси  $XX$  — *поперечным равновесием*.

Продольное равновесие самолета зависит от угла его продольного крена  $\alpha$ . При изменениях продольного крена самолета изменяется *угол атаки*, т. е. угол между направлением встречного потока воздуха и хордой крыла самолета. От



Фиг. 2. Обозначение углов, характеризующих положение самолета в пространстве:

$\alpha$ —абсолютный продольный крен,  $\beta$ —абсолютный поперечный крен,  $\gamma$ —истинный курс.



Фиг. 3. Полет самолета с различными углами атаки.

значения угла атаки зависит сила, поддерживающая самолет в воздухе.

Как известно из аэродинамики, величина подъемной силы самолета выражается следующей формулой:

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

где  $S$  — несущая поверхность крыла;

$\rho$  — плотность воздуха;

$V$  — скорость движения самолета;

$c_y$  — коэффициент подъемной силы.

При увеличении угла атаки коэффициент  $c_y$  увеличивается и достигает максимума при некотором значении угла атаки, называемом *критическим*; при дальнейшем увеличении угла атаки коэффициент  $c_y$  уменьшается.

Одним из условий равновесия самолета, летящего горизонтально, прямолинейно и равномерно, является равенство веса самолета и его подъемной силы, т. е.

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

где  $G$  — вес самолета.

Из этого равенства можно определить скорость, необходимую для сохранения горизонтальности полета:

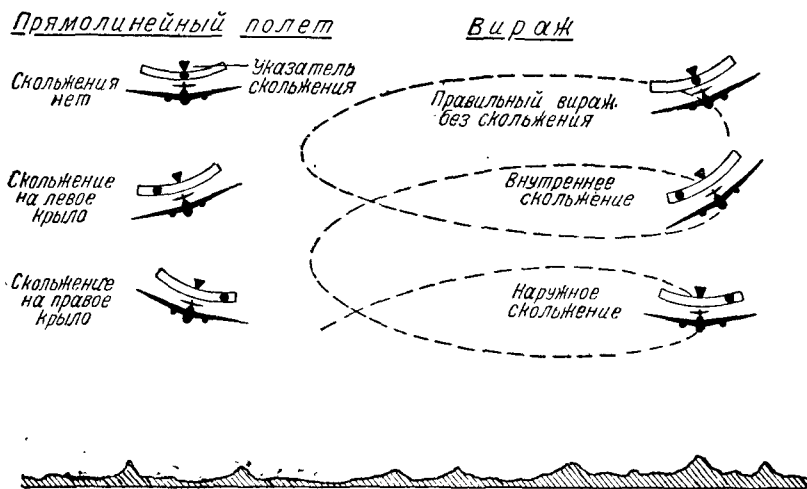
$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y S \rho}}.$$

Из этой формулы видно, что чем больше коэффициент  $c_y$ , тем меньше скорость, необходимая для сохранения горизонтального полета. При критическом угле атаки, соответствующем  $c_{y_{\max}}$ , эта скорость будет иметь наименьшее значение. Если летчик придаст самолету скорость еще меньше указанной, уменьшив тягу винта или увеличив угол атаки, то самолет потеряет равновесие (фиг. 3).

Каждому режиму полета (набор высоты, планирование, вираж и т. д.) соответствует определенное минимальное значение скорости, при котором самолет еще может выполнять заданный режим, т. е. сохранять равновесие. Таким образом для сохранения продольного равновесия самолета необходим постоянный контроль скорости полета, осуществляемый при помощи *указателя воздушной скорости*. Этот прибор является одним из важнейших пилотажных приборов; он дает летчику возможность предотвратить потерю скорости, которая грозит самолету падением.

Поперечное равновесие самолета зависит от угла его поперечного крена (фиг. 4).

При прямолинейном полете поперечный крен вызывает боковое скольжение самолета (самолет «скользит на крыло»). Сохранение поперечного равновесия осуществляется при помощи указателя скольжения, который показывает наличие бокового скольжения самолета.



Фиг. 4. Скольжение самолета.

При криволинейном полете, например при вираже, возникают инерционные силы, изменяющие положение поперечного равновесия самолета. Для того чтобы самолет во время виража был в равновесии, его поперечный крен должен находиться в определенном соотношении с угловой скоростью и радиусом виража.

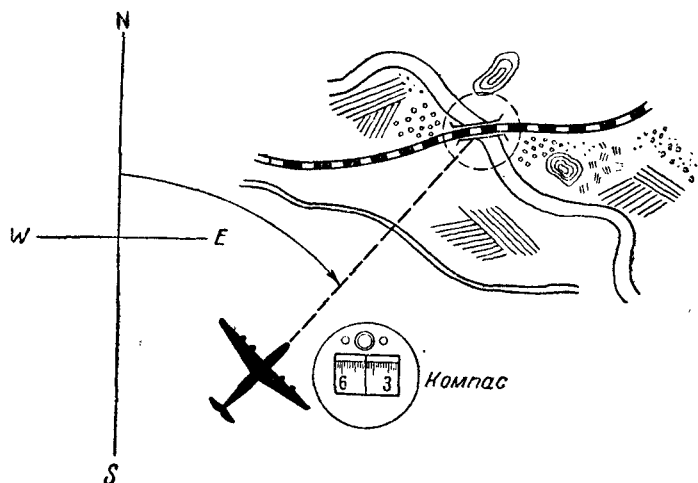
Правильность виража контролируется тем же указателем скольжения, показывающим наличие наружного или внутреннего скольжения самолета. При вираже угол скольжения не равен углу поперечного крена, так как при правильном вираже скольжение отсутствует, в то время как поперечный крен имеет определенную величину, соответствующую положению равновесия самолета при вираже.

Таким образом указатель скольжения является основным прибором, контролирующим поперечное равновесие самолета как при прямолинейном полете, так и при вираже.

Горизонтальный прямолинейный полет в ясную погоду. Горизонтальный прямолинейный полет в ясную погоду можно осуществить, определяя положение са-

молета по видимой линии горизонта и по земным ориентирам. Так, например, летчик может судить о продольном и поперечном крене по положению капота относительно линии видимого горизонта.

Скорость самолета определяется посредством указателя воздушной скорости.



Фиг. 5. Выдерживание курса по земному ориентиру.

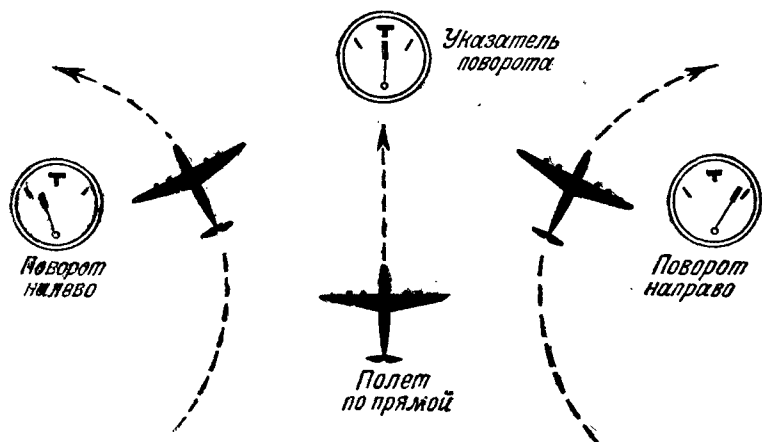
Истинный курс определяют по показаниям *компыса*. При видимости земли нет необходимости все время вести наблюдения по компасу. После того как самолет установлен на курс по компасу, его можно вести, пользуясь земными ориентирами (фиг. 5).

В дополнение к компасу применяется *указатель поворота*, показывающий отклонение самолета от прямолинейного полета. Когда стрелка указателя поворота находится на нуле, это значит, что самолет летит прямолинейно и курс не изменяется (фиг. 6). Величина отклонения стрелки указателя поворота от нуля характеризует скорость поворота самолета.

Высоту полета указывает *высотомер*. Однако чувствительность его недостаточна для обнаружения небольших изменений высоты. В этом случае на помощь летчику приходит *вариометр*, указывающий скорость изменения высоты полета. Когда стрелка вариометра указывает на нуль, это значит, что самолет летит горизонтально и высота полета не изменяется (фиг. 7).

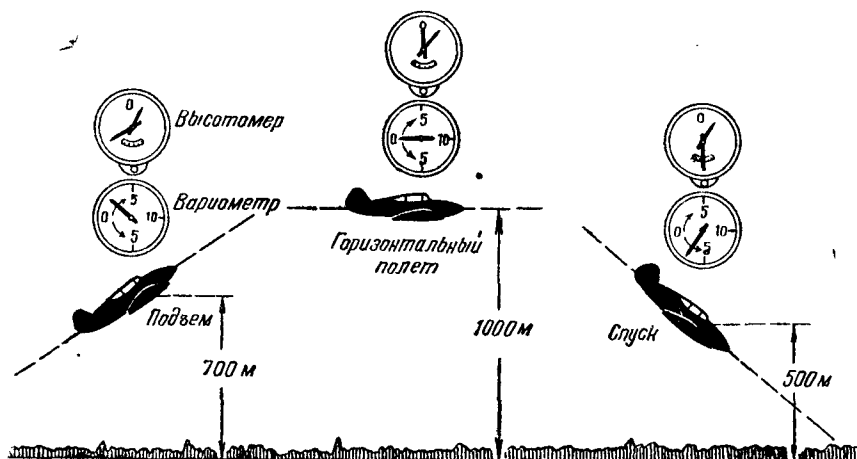
Перечисленных приборов достаточно для управления горизонтальным полетом самолета в ясную погоду.

**Слепой полет.** При полете в тумане, в облаках или темной безлунной ночью, когда земные и небесные ориентиры



Фиг. 6. Поворот самолета.

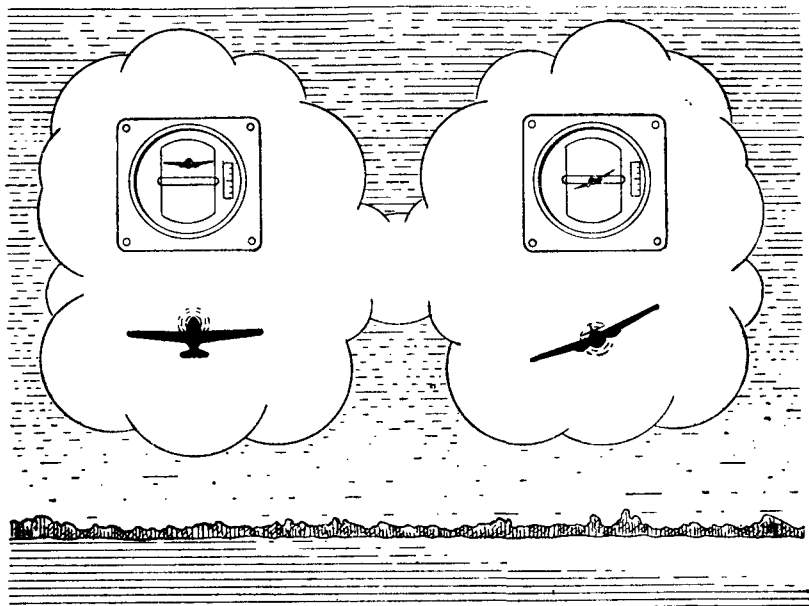
не видны, летчик управляет самолетом только по показаниям приборов, пользуясь методами «слепого пилотажа».



Фиг. 7. Изменение высоты полета.

Указатель скорости, указатель скольжения, указатель поворота, вариометр, висотомер и магнитный компас составляют основную группу приборов для слепого полета. Пользуясь этими приборами, летчик судит о поперечном крене косвенным образом — по показаниям указателя скольжения и указате-

ля поворота, а о продольном крене косвенным образом — по показаниям указателя скорости. При отсутствии приборов, непосредственно указывающих продольный и поперечный крен, пилотирование затрудняется и от летчика требуется значительное напряжение, так как указатель скорости, указатель скольжения и вариометр запаздывают, т. е. отстают в своих по-



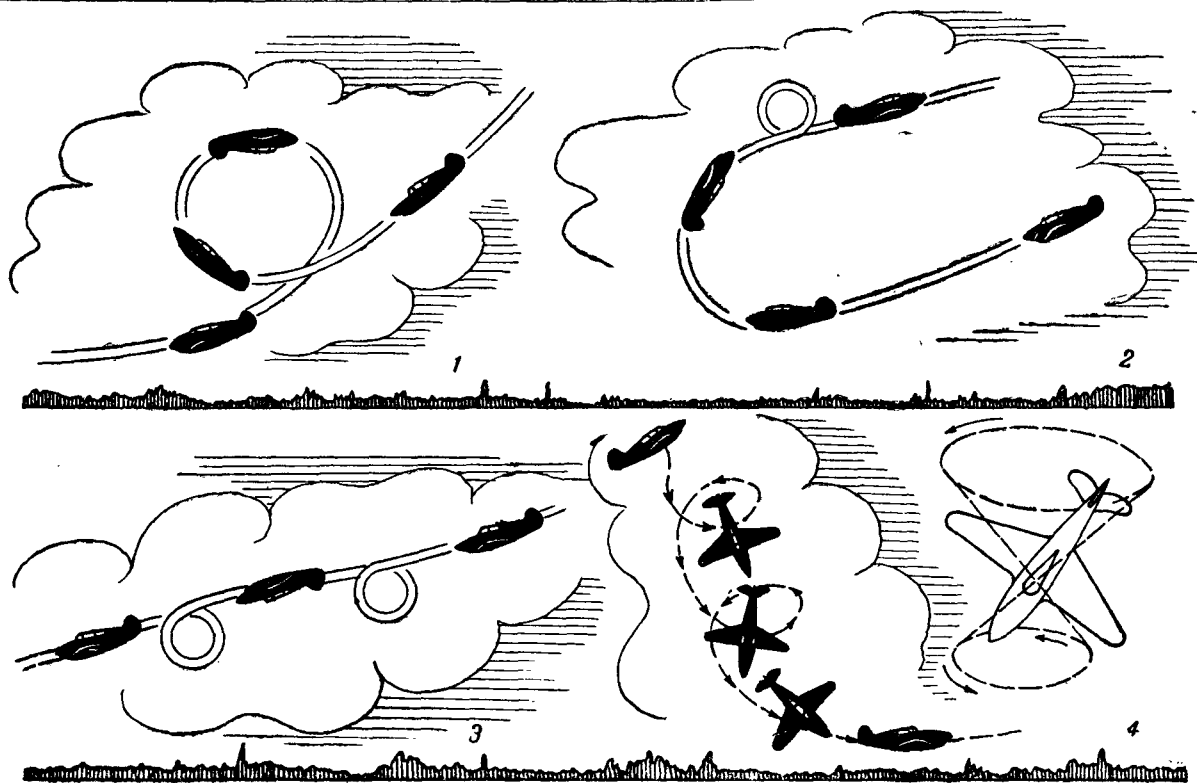
Фиг. 8. Определение продольного и поперечного крена самолета при помощи авиагоризонта.

казаниях от движения самолета. Не менее затруднительно сохранять курс по магнитному компасу, который отклоняется от правильного показания при изменении положения самолета.

Создание специальных гироскопических приборов для непосредственного и безинерционного определения углов  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $\gamma$  (см. фиг. 2) упростило технику слепого пилотажа.

Основным прибором этой группы является *авиагоризонт*, заменяющий видимый горизонт и непосредственно указывающий величину продольного и поперечного крена самолета (фиг. 8).

*Гиropolукомпас* со значительно большей точностью, чем магнитный компас, показывает угол отклонения самолета от заданного курса. Гиropolукомпас не указывает курса, поэтому им пользуются в сочетании с магнитным компасом. От этого



Фиг. 9. Фигуры высшего пилотажа:  
1—мертвая петля, 2—иммельман, 3—двойная бочка, 4—штопор.

недостатка свободен *гиромагнитный компас*, дающий устойчивые показания курса самолета без корректировки по магнитному компасу.

С развитием техники приборостроения появились автоматические устройства, облегчающие управление самолетом. Одним из таких устройств является *автопилот* — прибор, автоматически управляющий рулями самолета. Автопилот ведет самолет по заданному курсу с заданной скоростью и на заданной высоте, освобождая летчика от длительного напряжения при дальних полетах.

Эволюции самолета. Эволюцией называется всякое маневрирование самолета, например, вираж, пикирование, фигуры высшего пилотажа и т. д. (фиг. 9). Выполнение любой эволюции связано с изменением скорости полета по величине или по направлению.

Рассмотрим общий случай полета самолета. Допустим, что в какой-то момент времени самолет имеет скорость  $V$  и движется по некоторой криволинейной траектории радиусом  $R$ , причем скорость полета не остается постоянной, а изменяется на величину  $\Delta V$  за время  $\Delta t$ .

В этом общем случае самолет находится под действием трех различных ускорений (фиг. 10). Ускорение силы тяжести направлено по вертикали и равно  $g$ ; величина  $g$  зависит от широты места и его высоты и в среднем равна  $9,81 \text{ м/сек}^2$ .

Ускорение  $a_v$  появляется вследствие изменения скорости поступательного движения самолета и направлено по продольной оси самолета вперед или назад в зависимости от того, уменьшается или увеличивается скорость полета.

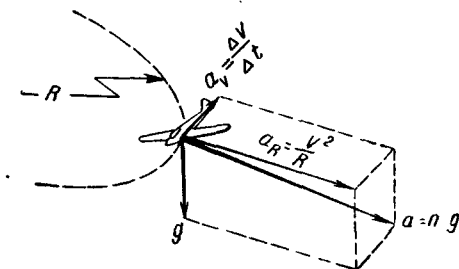
Величина этого ускорения равна

$$a_v = \frac{\Delta V}{\Delta t} \text{ м/сек}^2.$$

Центробежное ускорение  $a_R$  возникает вследствие изменения направления полета и направлено по радиусу траектории движения самолета. Величина его равна

$$a_R = \frac{V^2}{R} \text{ м/сек}^2.$$

Результирующее ускорение направлено по диагонали параллелепипеда, сторонами которого являются векторы  $g$ ,  $a_v$  и  $a_R$ .



Фиг. 10. Ускорения, действующие на самолет.

В случае когда траектория движения лежит в горизонтальной плоскости, параллелепипед (см. фиг. 10) делается прямоугольным, и результирующее ускорение равно

$$a = \sqrt{g^2 + a_v^2 + a_R^2} = \sqrt{g^2 + \left(\frac{\Delta v}{\Delta t}\right)^2 + \left(\frac{v^2}{R}\right)^2}$$

при выраже  $v = \text{const}$  и, следовательно,  $a_v = 0$ .

При этом

$$a = \sqrt{g^2 + \left(\frac{v^2}{R}\right)^2}.$$

В общем случае направление результирующего ускорения не совпадает с направлением силы тяжести, но может и совпадать с ним (например, при выходе из пикирования).

Таким образом при всяком изменении скорости полета по величине или по направлению на самолет действуют инерционные силы; величина этих сил зависит от ускорения, с которым движется самолет. Для определения величины инерционных и результирующих сил обычно пользуются понятием перегрузки.

*Перегрузкой* называется отношение результирующего ускорения, действующего на самолет, к ускорению силы тяжести:

$$n = \frac{a}{g}.$$

При  $n > 1$  летчик ощущает кажущееся увеличение собственного веса (например, при выраже). Большие перегрузки вредно действуют на организм летчика. Прочность конструкции каждого самолета рассчитана на определенную величину перегрузки.

Для измерения величины перегрузки и, следовательно, для предотвращения опасного увеличения перегрузки в полете служит прибор, называемый *акселерометром*.

## § 2. Авиационные двигатели

Типы двигателей. На различных типах самолетов применяются различные типы двигателей. Так, например, на легких и средних самолетах ставят бензиновые двигатели внутреннего сгорания, различающиеся по способу охлаждения (воздушное или водяное) и по способу карбюрации (с поплавковым или беспоплавковым карбюратором); на тяжелых самолетах дальнего действия используются двигатели, работающие на тяжелом топливе, дизели, дающие большую экономию топлива при дальних полетах.

Для каждого из этих двигателей существует комплект приборов, обеспечивающих рациональное управление данным двигателем и контроль его работы (фиг. 11).

В связи с тем что остановка двигателя в воздухе вызывает вынужденную посадку самолета, наиболее ответственную роль играют приборы, контролирующие работу двигателя в целом и показывающие состояние работы отдельных его агрегатов. Пользуясь этими приборами, летчик имеет также возможность правильно отрегулировать режим работы двигателя для сохранения его прочности и продления срока службы.

Кроме того, приборы позволяют полностью использовать мощность двигателя для получения максимальных скоростей полета и маневренности в воздушном бою. Наконец при помощи приборов можно установить наиболее экономичный режим работы двигателя, дающий экономию топлива в полете.

В настоящее время в связи с распространением реактивных двигателей открылась новая область работы для конструктора авиационных приборов. Построенные на совершенно иных принципах, чем двигатели внутреннего сгорания, реактивные двигатели требуют применения новых конструкций авиационных приборов.

**Бензиновый двигатель.** Работа этого двигателя основана на использовании тепловой энергии, выделяемой бензином при сгорании в цилиндре двигателя. Энергия сжигаемого бензина преобразуется в механическую работу при помощи шатунного механизма и коленчатого вала. С коленчатым валом связан воздушный винт, который своим вращением в воздухе создает силу тяги, обеспечивающую продвижение самолета.

Для нормальной работы двигателя в течение всего времени полета необходим бесперебойный приток топлива к двигателю. Подача топлива к цилиндрам двигателя осуществляется группой агрегатов, объединенных в систему питания двигателя. Запас топлива находится в бензобаках, помещенных обычно внутри плоскостей (крыльев самолета).

**Бензиномер** указывает количество горючего в баках; показания этого прибора особенно важны летчику в длительном полете.

Для сгорания бензина в цилиндрах двигателя необходим кислород. Поэтому бензин должен поступать в цилиндры не в жидком виде, а в распыленном состоянии вместе с воздухом, в виде так называемой горючей смеси. Горючая смесь готовится в карбюраторе. Постоянный приток бензина к карбюратору обеспечивается бензиновой помпой, непрерывно перекачивающей бензин из баков в карбюратор под определенным постоянным давлением, которое поддерживается при по-



мощи редукционного клапана. У бензиновых двигателей с поплавковыми карбюраторами это давление должно быть в пределах 0,2—0,35 ат, а при наличии беспоплавкового карбюратора 0,5—1 ат. При уменьшенном давлении приток горючего в карбюратор будет недостаточным, что вызовет перебои в работе двигателя.

*Манометр бензина* измеряет давление, под которым бензин поступает в карбюратор. Показания бензиномера и манометра бензина характеризуют состояние системы бензопитания двигателя и бесперебойность подачи горючего.

Состав горючей смеси, приготовляемой в карбюраторе (т. е. соотношение содержания бензина и воздуха), может быть различным. Для определения состава смеси служит *газоанализатор*, указывающий так называемый *коэффициент избытка воздуха  $\alpha$* . Малый коэффициент  $\alpha$  указывает на то, что количество воздуха в смеси недостаточно для полного сгорания бензина; такая смесь называется «богатой». Высокий коэффициент  $\alpha$  указывает на излишек воздуха, и в этом случае смесь называется «бедной». Для каждого режима работы двигателя необходим свой состав смеси.

При своем движении части двигателя преодолевают сопротивление трения, что влечет за собой износ частей и потерю мощности двигателя. Система смазки двигателя обеспечивает постоянную подачу масла ко всем трущимся деталям для уменьшения трения и износа материала. Для обеспечения достаточной и бесперебойной смазки масло подается под давлением, создаваемым масляной помпой. У современных авиационных двигателей это давление поддерживается постоянным в пределах 5—8 ат при помощи редукционного клапана. Давление в системе смазки показывает *манометр масла*.

Нормальная работа двигателя в значительной степени зависит также от температуры смазывающего масла. При низкой температуре (ниже 10—20° С) вязкость масла сильно возрастает, скорость течения его по трубопроводам уменьшается, и особенно затрудняется подача масла через каналы малого сечения для смазки подшипников двигателя.

Слишком высокая температура масла также плохо сказывается на работе двигателя. При высокой температуре вязкость масла уменьшается, оно приобретает текучесть и плохо удерживается в зазорах между трущимися частями; при чрезмерно высокой температуре масло горит и продукты его сгорания засоряют трущиеся поверхности. Таким образом необходимо поддерживать температуру смазывающего масла в определенных пределах, например, на входе в двигатель 55—70° С, на выходе из двигателя 90—110° С. Кратковременные повышения температуры масла в определенных пределах допустимы.

Температуру масла измеряют *термометром масла*. Изменение температуры масла в полете достигается двумя путями: либо изменением числа оборотов двигателя, либо изменением условия охлаждения маслорадиатора. Например, при слишком высокой температуре масла либо понижают число оборотов двигателя, либо открывают заслонки маслорадиатора, благодаря чему увеличивается его обдув и, следовательно, охлаждение.

При сгорании горючей смеси выделяется большое количество тепла, и цилиндры двигателя сильно нагреваются. При чрезмерно высокой температуре цилиндры начинают деформироваться, что может вызвать заедание поршней двигателя. Для того чтобы температура цилиндров и поршней поддерживалась в допустимых пределах, приходится применять искусственное охлаждение. В зависимости от способа отвода тепла авиационные двигатели делятся на двигатели с воздушным и жидкостным охлаждением.

При воздушном охлаждении цилиндры обдуваются потоком воздуха. Температура цилиндров на этих двигателях контролируется путем измерения температуры головок цилиндров специальными термометрами. Допустимый предел нагрева головок цилиндров двигателя 240—250° С.

При жидкостном охлаждении двигателя излишек тепла отводится водой или специальной жидкостью, непрерывно омывающей наружные стенки цилиндров и отдающей тепло воздуху в радиаторе. В двигателях с жидкостным охлаждением о нагреве цилиндров судят косвенным образом — по температуре жидкости, выходящей из рубашек цилиндра. Эта температура также имеет допустимый предел, различный для разных двигателей, в зависимости от конструкции охлаждающей системы и от свойств охлаждающей жидкости.

При водяном охлаждении допустимая температура воды на выходе равна примерно 85—90° С. Для повышения этого предела применяя специальные жидкости с температурой кипения выше 100° С, а также системы охлаждения, работающие при повышенном давлении. В этих случаях верхний предел температуры жидкости может быть повышен до 110—120° С. Температуру жидкости, выходящей из рубашек цилиндров, измеряют *термометром воды*.

Для двигателя опасен не только перегрев, но и излишнее охлаждение цилиндров, так как при этом уменьшается скорость сгорания горючей смеси. Двигатель теряет приемистость, т. е. скорость перехода на другой режим работы. Потеря приемистости особенно опасна при посадке, когда в некоторых случаях необходимо быстро увеличить обороты винта, чтобы не потерять скорости.

Минимально допустимая температура головок цилиндров для двигателей воздушного охлаждения около  $120^{\circ}\text{C}$ . Минимальная температура охлаждающей жидкости на выходе из двигателя так же, как и температура смазывающего масла, должна регулироваться строго в заданных пределах.

В полете температуру регулируют изменением режима работы двигателя или открытием створок радиатора, что изменяет условия охлаждения. На некоторых двигателях установлены автоматы, которые поддерживают заданную температуру цилиндров или жидкости, изменяя условия охлаждения. Однако применение автоматов не исключает применения термометров для контроля за исправностью действия автоматов.

Тяга винта, продвигающая самолет в воздухе, зависит от числа оборотов в минуту винта, а следовательно, от числа оборотов в минуту коленчатого вала. Скорость вращения вала двигателя показывает *тахометр*. На большинстве двигателей устанавливается автомат, который поддерживает постоянное число оборотов винта путем изменения угла установки его лопастей (шага винта). В этом случае тахометр показывает, насколько исправно работает автомат винта. На взлетном режиме для лучшего использования мощности двигателя обычно изменяют регулирование автомата винта, с тем чтобы увеличить число оборотов.

Для полного сгорания бензина нужно определенное количество кислорода. Кислород содержится в воздухе, засасываемом двигателем. Но на большой высоте воздух сильно разрежен и когда он засасывается в цилиндры, то нехватает кислорода для сгорания топлива. Из-за этого снижается мощность двигателя на высоте. Приходится снабжать высотные двигатели нагнетателем, сжимающим воздух и подающим его под нужным давлением в цилиндры.

Это давление называется давлением наддува и измеряется *мановакуумметром*. На ряде двигателей имеется автомат, поддерживающий постоянное давление наддува во всасывающей магистрали авиационного двигателя. На взлетном режиме давление наддува увеличивают на 100—200 мм рт. ст., что необходимо для повышения мощности, развиваемой двигателем.

Для сохранения необходимой приемистости двигателя бензин в карбюраторе должен испаряться с достаточной скоростью. Скорость испарения зависит от температуры карбюратора, которая измеряется *термометром карбюратора*.

Двигатель тяжелого топлива. В последнее время на самолетах начали применять дизели — двигатели, питающиеся тяжелым топливом (керосин, нефть, газойль). Основ-

ным преимуществом дизеля перед бензиновым двигателем является меньший расход топлива.

Система питания дизеля сходна с системой питания бензинового двигателя, имеющего беспоплавковый карбюратор с непосредственным впрыском топлива. Топливо поступает из бака в топливную помпу, откуда подается под давлением 2—4 ат к топливному насосу. Насос нагнетает топливо под давлением 500—1000 ат в форсунки, впрыскивающие топливо в цилиндры двигателя. Топливо не зажигается электрической свечой, как в бензиновых двигателях, а воспламеняется само от нагретого воздуха. Воздух нагревается до необходимой температуры благодаря высокой степени сжатия его в цилиндрах двигателя.

Количество топлива в баках измеряется бензиномером, как и в бензиновом двигателе. Для измерения давления, под которым топливо подается помпой в топливный насос, служит *манометр топлива*, сходный по конструкции с манометром бензина, но отличающийся диапазоном измерений. Манометры топлива, применяемые на дизелях, имеют диапазон измерения до 6 ат, а манометр для бензинового двигателя с поплавковым карбюратором — до 1 ат; на бензиновом двигателе с непосредственным впрыском применяют манометр с диапазоном измерения 1,5—3 ат.

Важное значение в работе дизеля имеет прибор, измеряющий мгновенный расход топлива, так называемый *расходомер топлива*.

Управление дизелем основано на ином принципе, чем управление бензиновым двигателем. В карбюраторном двигателе мощность изменяют путем изменения количества горючей смеси, подаваемой в цилиндры. Для этого открывают дроссельную заслонку, связанную с рукояткой управления (сектор газа). Изменение мощности дизеля достигается изменением количества подаваемого топлива посредством специального перепускного устройства в топливном насосе. Зубчатая рейка управления насосом связана с рукояткой топливного сектора, расположенного в кабине летчика.

В дизеле подаваемое топливо должно точно дозироваться, а следовательно, необходим точный замер мгновенного расхода топлива. Естественно, что в дизеле не нужны газоанализатор и термометр карбюратора. Системы смазки и охлаждения дизеля соответствуют аналогичным схемам бензинового двигателя. Соответственно этому в дизеле применяются такие же контрольно-измерительные приборы: манометр масла, термометры воды и масла, термометр головок цилиндров.

В дизелях также применяется система наддува, поддерживающая их мощность на высоте. Вследствие отсутствия детонации топлива дизель допускает более высокое давление над-

дува, чем бензиновый двигатель. Мановакуумметры, применяемые в дизелях, имеют соответственно более высокий предел измерения.

### § 3. Самолетовождение

Предмет аэронавигации. Основной задачей каждого полета является выход самолета в намеченную точку. При полете на небольшие расстояния в пределах видимости земли эта задача решается сравнительно просто. В этом случае можно вести самолет, пользуясь различными земными ориентирами, например, железными или шоссейными дорогами, реками или видимым крупным ориентиром.

Естественно, что в таких случаях экипажу самолета не требуется специальных приборов для выдерживания нужного направления полета.

С развитием авиации непрерывно увеличивается дальность полета самолета. Появление приборов слепого полета свело до минимума зависимость работы авиации от состояния погоды. Самолеты стали летать в любое время дня и ночи, при неблагоприятных метеорологических условиях и на очень большие расстояния.

Для того чтобы при таких полетах выдержать маршрут, необходимо пользоваться специальными приборами, вести точный расчет и контроль пройденного пути по карте. Работа экипажа по соблюдению заданного маршрута и достижению цели полета называется *самолетовождением*. Самолетовождение объединяет работу по пилотажу самолета и по определению местоположения самолета.

На легких самолетах, летающих на небольшие расстояния, легчик один выполняет работу по управлению самолетом и ориентировке. На средних и тяжелых самолетах, выполняющих дальние полеты, работу по ориентировке ведет штурман.

Аэронавигация изучает способы ориентировки в полете, а также методы приведения самолета в желаемое место наиболее коротким и безопасным путем.

Способы ориентировки. Наиболее простым способом является *визуальная ориентировка*, т. е. сравнение с картой видимых ориентиров (населенных пунктов, озер, перекрестков дорог, мостов и т. д.). Но визуальная ориентировка возможна только при условии видимости земли. Поэтому темной ночью или над облаками этот способ применять нельзя. Визуальная ориентировка сильно затруднена также при полете на малых высотах, в особенности при «бреющем» полете, так как при этом мало времени для рассматривания ориентиров.

Способ *астрономической ориентировки* заключается в расчете местоположения по измеренным углам между направле-

ниями на небесные светила и плоскостью горизонта с учетом времени наблюдения. Для измерения этих углов служит оптический прибор, называемый *авиационным секстантом*; момент наблюдения определяется по точным часам. При отсутствии видимости небесных светил астрономическая ориентировка невозможна.

Способ *радиоориентировки* состоит в определении местоположения по направлениям на земные радиостанции или по расстояниям до них, измеренным в полете. Эти измерения выполняются при помощи различных радионавигационных приборов, как-то: радиополукомпасов и др.

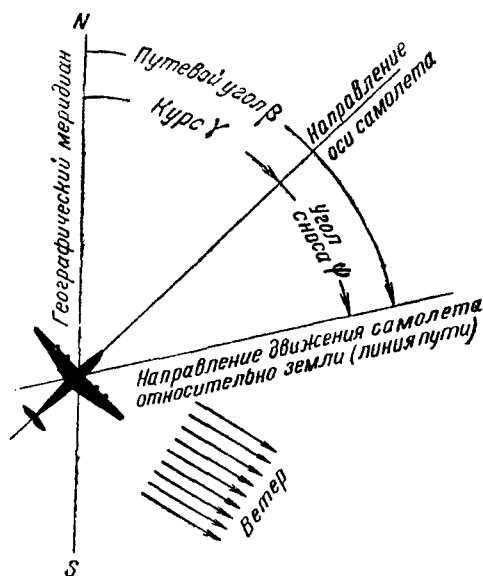
Способ *счисления пути* заключается в определении местоположения путем учета величины и направления пути, пройденного самолетом от точки вылета. В общем случае полет происходит по некоторой криволинейной траектории. Траекторию полета можно разбить на участки, внутри которых направление полета принимается неизменным.

Зная скорость и время пролета каждого участка, вычисляют расстояния, пройденные самолетом на отдельных участках, наносят их на карту и определяют местоположение самолета в данный момент.

Счисление пути, а также решение ряда других аэронавигационных задач осуществляется при помощи группы аэронавигационных приборов и счетных штурманских инструментов.

Приборы дают возможность определить основные аэронавигационные элементы: *курс, скорость, высоту и время полета*.

**Направление и скорость полета.** Для соблюдения заданного маршрута, а также для расчета местоположения самолета необходимо в первую очередь знать направление движения самолета относительно земной поверхности. Угол между географическим меридианом и направлением движения самолета называется *фактическим путевым углом*. Путевой угол выражается в угловых градусах и отсчитывается по часовому



Фиг. 12. Курсовые углы.

стрелке от северного направления географического меридиана (фиг. 12).

В общем случае направление движения самолета относительно земной поверхности (линия пути) не совпадает с продольной осью самолета, так как движение самолета относительно земли является геометрической суммой двух движений: относительного движения самолета по отношению к воздушной среде и переносного движения воздушной среды относительно земли. Иначе говоря, *фактический путевой угол в общем случае не совпадает с курсом самолета.*

Перемещение воздушной среды относительно земли (ветер) происходит вследствие разности давлений воздуха в различных точках земли. Ветер характеризуется направлением и скоростью. Направление ветра выражается в угловых градусах и отсчитывается так же, как и путевой угол, от северного направления географического меридиана по часовой стрелке. Скорость и направление ветра зависят от состояния атмосферы и меняются с переменной высотой. Кроме того, скорость и направление ветра изменяются с течением времени. Скорость ветра может достигать 100 км/час.

Угол  $\psi$  между продольной осью самолета и линией пути самолета называется *углом сноса* и измеряется в градусах. Если самолет сносит вправо, то угол сноса считают положительным, если влево, — отрицательным.

Даже при отсутствии ветра направление движения самолета может не совпадать с направлением его продольной оси. Движение самолета относительно воздуха является результатом действия сил тяги воздушных винтов, приводимых в движение двигателями самолета. При неодинаковой силе тяги правых и левых двигателей или различном лобовом сопротивлении правого и левого крыльев самолет движется под некоторым углом к своей продольной оси, т. е. как бы со скольжением.

Угол, образованный направлением движения самолета относительно воздушной среды и осью самолета, называется *углом аэродинамического сноса* или *углом скольжения*<sup>1</sup>. Угол аэродинамического сноса обычно невелик (1—2°), но на самолете с многими двигателями при отказе крайнего двигателя этот угол может достигать 10° и более.

Таким образом угол сноса в общем случае состоит из двух слагаемых:

$$\psi = \psi_a + \psi_v,$$

где  $\psi_a$  — угол аэродинамического сноса.

$\psi_v$  — угол сноса от ветра (угол между направлением движения самолета относительно воздуха и линией пути самолета);

<sup>1</sup> Не следует смешивать этот угол скольжения с тем скольжением, которое образуется при неправильном вираже самолета (см. стр. 9). Правильнее было бы назвать его *углом курсового скольжения* в отличие от *угла поперечного скольжения*.

Из фиг. 12 видно, что фактический путевой угол, характеризующий направление движения самолета относительно земли, равен сумме курса самолета  $\gamma$  и угла сноса  $\psi$ :

$$\beta = \gamma + \psi.$$

Курс самолета определяет штурман посредством *магнитного компаса* (причем в показания компаса вносятся ряд дополнительных поправок).

Более затруднителен точный учет углов сноса. Наиболее распространенным способом определения угла сноса<sup>1</sup> является наблюдение с самолета направления движения земных предметов при помощи *навигационного визира ОПБ-1м*. Угол сноса можно определить также периодическим сличением с картой земных ориентиров, встречающихся на пути самолета. Этот способ так же, как и способ визирования, неприменим при плохой видимости земли, при полете ночью или в тумане.

При отсутствии видимости земли угол сноса и путевой угол могут быть определены расчетным путем, если известны направление и скорость ветра (см. ниже).

Вторым аэронавигационным элементом, который должен знать штурман для расчета местоположения, является скорость движения самолета относительно земли, называемая *путевой скоростью самолета*.

Приборов, автоматически указывающих путевую скорость, не существует. Путевую скорость самолета можно определить при помощи визира ОПБ-1м, наблюдая скорость перемещения земных предметов с самолета. При этом необходимо знать высоту полета, которую показывает высотомер.

Определение путевой скорости посредством визира так же, как и определение угла сноса, невозможно при отсутствии видимости земли. В этом случае угол сноса, фактический путевой угол и путевую скорость самолета определяют расчетным путем, если известны скорость и направление ветра.

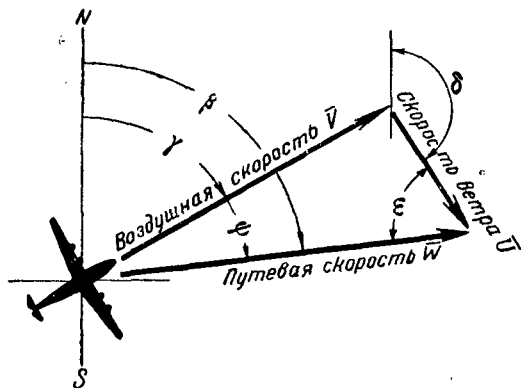
Как было сказано выше, движение самолета относительно земли представляет собой геометрическую сумму двух движений: относительного движения самолета относительно воздушной среды и переносного движения воздуха относительно земли (ветра).

Для определения угла сноса  $\psi$ , путевого угла  $\beta$  и путевой скорости  $W$  строят *навигационный треугольник скоростей* (фиг. 13). Одна из сторон этого треугольника — вектор воздушной скорости самолета  $V$  — по своему направлению совпадает с истинным курсом самолета. Другая сторона — вектор

<sup>1</sup> Существующие способы определения угла сноса дают сразу суммарный угол сноса:  $\psi = \psi_a + \psi_b$ , поэтому практически аэродинамический снос  $\psi_b$  отдельно не рассматривают.

скорости ветра  $U$  — направлена под углом  $\delta$ , равным направлению ветра. Третья сторона треугольника дает величину и направление путевой скорости  $W$ .

Для выполнения указанного расчета необходимо знать воздушную скорость, которая показывается указателем скорости, и курс, который показывается компасом. Скорость и направление ветра могут быть получены перед вылетом или в полете по радио по данным аэрологических наблюдений с земли.



Фиг. 13. Навигационный треугольник скоростей:

$\beta$  — путевой угол,  $\gamma$  — истинный курс,  $\delta$  — направление ветра,  $\epsilon$  — угол ветра,  $\phi$  — угол сноса.

Однако замеры ветра, сделанные с земли, недостаточно точны, чтобы рассчитать маршрут дальнего полета. Во время полетов на дальние расстояния скорость и направление ветра могут изменяться, тем более что самолет может изменять высоту своего полета. Поэтому важно иметь возможность определить ветер непосредственно с самолета.

Решая навигационный треугольник скоростей, можно определить скорость и направление ветра, если известны остальные элементы навигационного треугольника: истинная воздушная скорость, угол сноса и путевая скорость. Ветер можно определить также, если измерены углы сноса на двух курсах и известна истинная воздушная скорость и т. д.

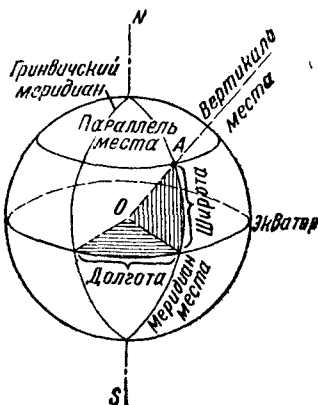
Для решения задач навигационного треугольника применяется специальный прибор — *ветроточет*.

Расчетное местоположение самолета. Как было указано выше, определение местоположения самолета способом счисления пути основано на вычислении расстояния, пройденного самолетом от точки вылета, с учетом направления полета. Однако точное решение этой задачи затрудняется тем, что поверхность земли имеет форму шара, или, точнее, эллип-

соида вращения, сжатого со стороны полюсов. Сжатие эллипсоида земли весьма невелико<sup>1</sup>, поэтому в аэронавигации принимают ее форму за правильный шар, объем которого равен объему земного эллипсоида; радиус этого шара  $R=6370,9$  км.

Положение любой точки на поверхности земного шара можно определить ее географическими координатами — долготой и широтой (фиг. 14).

Долготой данного места  $\lambda$  называется угол, заключенный между плоскостью истинного меридиана места и плоскостью



Фиг. 14. Географические координаты.

начального (нулевого) меридиана; долгота измеряется в угловых градусах. В качестве начального меридиана принят Гринвичский меридиан, причем к западу от него долгота считается западной  $\lambda_{\text{з}}$ , а к востоку — восточной  $\lambda_{\text{в}}$ , в пределах от 0 до 180°.

Угол в градусах между плоскостью экватора и вертикалью, проходящей через данное место, называется *широтой данного места*  $\varphi$ . К северу от экватора широта считается северной  $\varphi_{\text{с}}$ , а к югу — южной  $\varphi_{\text{ю}}$ , в пределах от 0 до 90°. Широту можно определить так же, как угол между земной осью и плоскостью горизонта в данном месте.

Местоположение самолета в любой момент времени можно выразить в градусах долготы и широты. Если известны долгота и широта точки вылета, то можно вычислить текущие координаты самолета, прибавляя к координатам аэродрома величины, на которые изменялись долгота и широта за время полета.

<sup>1</sup> Отношение разностей полюсов эллипсоида к величине его большой полуоси равно 1/297.

Изменение долготы и широты можно определить, зная расстояние, пройденное самолетом, и направление полета. Пройденное расстояние можно легко перевести в градусы измерения долготы и широты, если самолет летит вдоль меридиана или параллели.

При полете самолета вдоль меридиана, т. е. на север или на юг, долгота остается неизменной, а изменение в градусах широты равно

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

где  $\Delta S_m$  — путь, пройденный самолетом вдоль меридиана, км;  
 $2\pi R$  — окружность меридиана, равная 40 000 км ( $R$  — радиус земли).

Если самолет летит вдоль параллели, т. е. на запад или на восток, то широта не изменяется, а изменение долготы будет равно

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

где  $\Delta S_n$  — путь, пройденный самолетом вдоль параллели, км;  
 $r = R \cos \varphi$  — радиус окружности данной параллели;  
 $\varphi$  — широта данной параллели.

В случае полета вдоль экватора  $\varphi = 0$ ,  $\cos \varphi = 1$  и изменение долготы равно

$$\Delta\lambda = \Delta S_n \frac{360}{2\pi R}.$$

В общем случае самолет описывает на поверхности земли некоторую кривую, соединяющую точку вылета с точкой посадки.

Для того чтобы маршрут полета был наикратчайшим, он должен проходить по дуге большого круга, называемой *ортодромией* (фиг. 15). Полет по ортодромии практически затрудняется тем, что самолет должен непрерывно менять курс, так как ортодромия пересекает меридианы под разными углами.

Если самолет летит под постоянным углом  $\beta$  по отношению к меридианам, то он движется по кривой линии, называемой *локсодромией*.

Полет на большие расстояния по ортодромии сокращает путь на сотни и даже тысячи километров. При дальних перелетах обычно разбивают ортодромию на ряд участков, внутри которых полет производится по локсодромиям этих участков.

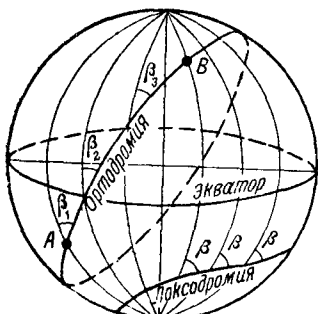
Выведем уравнение расчетного местоположения самолета для общего случая полета по произвольной траектории. Для выведения такого общего уравнения необходимо знать следующие элементы:

широту места вылета  $\varphi_0$ ,  
долготу места вылета  $\lambda_0$ ,  
истинную воздушную скорость  $V$ ,  
истинный курс самолета  $\gamma$ ,  
направление ветра  $\delta$ ,  
скорость ветра  $U$ ,  
время полета  $t$ .

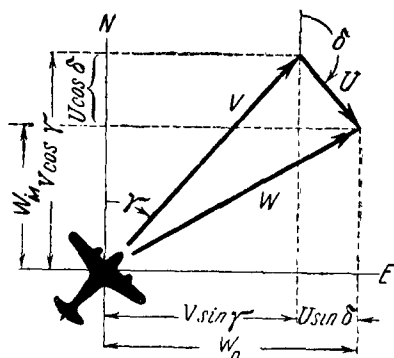
Путевую скорость  $W$  можно разложить на две составляющие — вдоль меридиана  $W_m$  и вдоль параллели  $W_n$  (фиг. 16):

$$W_m = V \cos \gamma + U \cos \delta,$$

$$W_n = V \sin \gamma + U \sin \delta.$$



Фиг. 15. Ортодромия и локсодромия.



Фиг. 16. Величины для вывода уравнения расчетного местоположения самолета.

За бесконечно малый промежуток времени  $dt$  перемещение самолета (в км) вдоль меридиана и параллели соответственно равно:

$$dS_m = W_m dt = (V \cos \gamma + U \cos \delta) dt,$$

$$dS_n = W_n dt = (V \sin \gamma + U \sin \delta) dt.$$

Выразив линейное перемещение в угловых величинах, получим изменение долготы и широты полета за этот же промежуток времени

$$d\varphi = \frac{360}{2\pi R} dS_m = \frac{360}{2\pi R} (V \cos \gamma + U \cos \delta) dt,$$

$$d\lambda = \frac{360}{2\pi R} \frac{dS_n}{\cos \varphi} = \frac{360}{2\pi R} \frac{(V \sin \gamma + U \sin \delta)}{\cos \varphi} dt.$$

Интегрируя эти выражения, получим уравнения расчетного местоположения самолета

$$\varphi = \frac{360}{2\pi R} \int_0^t (V \cos \gamma + U \cos \delta) dt,$$

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

Существуют приборы, автоматически решающие эти уравнения, — автоштурманы и навигационные индикаторы.

Автоштурман автоматически учитывает изменения скорости и курса самолета и регистрирует на карте путь самолета. Навигационный индикатор отличается от автоштурмана тем, что он не регистрирует пройденного пути; он имеет два счетчика, из которых один непрерывно указывает широту, а другой — долготу местоположения самолета.



---

## ГЛАВА ВТОРАЯ

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРАХ

#### § 4. Классификация авиационных приборов

В зависимости от назначения все авиационные приборы могут быть разделены на две основные группы: 1) приборы контроля работы авиационного двигателя (моторные приборы) и 2) пилотажно-навигационные приборы.

В первую группу входят манометры бензина и масла, термометры масла и воды, термометры цилиндров, термометры карбюратора, тахометры, мановакуумметры, бензинометры, счетчики расхода горючего, газоанализаторы.

Во вторую группу входят указатели скорости, высотомеры, вариометры, магнитные компасы, указатели поворота, указатели скольжения, авиагоризонты, гиropolукомпасы, гироманитные компасы, радиоконпасы, секстанты, визирь, часы, автопилоты и автоштурманы.

Работа современных авиационных приборов основана на различных законах механики, аэродинамики, гидравлики, электротехники и магнетизма.

Существуют приборы одного назначения, работа которых основана на совершенно различных физических принципах, например, тахометры центробежные и электрические, бензинометры электрические и гидростатические и т. д. Параллельное существование этих приборов объясняется тем, что каждый из примененных принципов имеет свои преимущества и свои недостатки; на некоторых типах самолетов выгоднее применять электрический бензиномер, на других — механический и т. д.

За последние годы заметно расширилось применение электрических приборов, вытесняющих на многих самолетах гидравлические и механические приборы. Преимуществами электрических приборов являются их дистанционность, удобство монтажа и питания.

По принципу действия существующие авиационные приборы можно разделить на следующие группы:

1) *манометрические приборы*, в основу работы которых положен принцип измерения давления; сюда относятся манометры, жидкостные термометры, мановакуумметры, указатели скорости, высотомеры, вариометры, гидростатический бензиномер;

2) *электрические приборы*, основанные на измерении одной из электрических величин (напряжение, сила тока, частота); сюда относятся электрические термометры, тахометры, бензинометры и т. д.;

3) *магнитные компасы*, использующие свойство магнитной стрелки располагаться по направлению магнитного меридиана;

4) *механические приборы*, работающие на основе различных законов статики, кинематики и динамики; сюда относятся указатели скольжения, механические бензинометры, часы, центробежные тахометры и т. д.;

5) *гироскопические приборы*, использующие свойства гироскопа с двумя или тремя степенями свободы; сюда относятся указатели поворота, авиагоризонты, гиropolукомпасы, гироскопические компасы;

6) *оптические приборы*, использующие законы оптики; сюда относятся навигационные визиры и секстанты;

7) *приборы, состоящие из элементов, работа которых основана на различных физических принципах*; сюда относятся автопилоты, автоштурманы и другие сложные автоматы.

Для удобства наблюдения за работой двигателей и других агрегатов самолета указатели всех приборов должны быть сосредоточены в кабинах пилота, штурмана и бортмеханика. Двигатели и части самолета, в которых должно производиться то или иное измерение, обычно удалены от кабины самолета. На самолетах с многими двигателями приборная доска может быть помещена на расстоянии 10 м и более от двигателей.

Приборы, показания которых передаются на расстояние, называются приборами с дистанционной передачей показаний, или просто *дистанционными приборами*. Дистанционными приборами могут быть не только приборы, контролирующие работу двигателя, но и пилотажно-навигационные приборы.

## **§ 5. Влияние условий эксплуатации на работу авиационных приборов**

Условия эксплуатации приборов на самолете зависят от ряда факторов и существенно влияют на качество работы приборов. Поэтому при конструировании авиационных приборов обязательно должны учитываться условия, в которых эти приборы работают на самолете.

**Температура воздуха.** Температура воздуха, окружающего прибор на самолете, может изменяться от +50 до

—60° С. Приборы же регулируются и тарируются на заводах при комнатной температуре порядка +15° С. При отклонении от этих условий в показаниях приборов возникают инструментальные температурные ошибки. Причинами этих ошибок являются изменение размеров или изгиб деталей механизма, изменение упругости пружин, изменение электрического сопротивления проводников, изменение магнитного сопротивления магнитопроводов.

Размеры деталей изменяются вследствие расширения или сжатия материала при колебаниях температуры.

Если в приборе имеются сопряженные детали, изготовленные из различных материалов, то при изменении температуры изменяются зазоры между этими деталями. Это явление наблюдается, например, в гироскопических приборах, где ось ротора сделана из стали, а кожух ротора — из алюминия. Если осевой люфт очень мал, то при низкой температуре ось может даже заклинить и прибор перестанет работать.

Если в механизме имеются две длинные детали из разных материалов, жестко скрепленные друг с другом, то при изменении температуры эти детали деформируются, получая поперечный изгиб, величина которого может значительно превышать продольное изменение размеров этих деталей.

Для устранения возможности таких дефектов в ответственных случаях сопряженные детали делают из материалов с близкими коэффициентами линейного расширения.

Температурный изгиб детали может получиться также вследствие неравномерных внутренних напряжений, обусловленных процессом изготовления детали. Примером могут служить отливки из алюминиевого сплава с резкими переходами в толщине стенок или длинными тонкими кронштейнами. Для устранения температурной деформации литых деталей, а также деформации их от времени отливки подвергают искусственному старению.

Во многих приборах применяются пружины или металлические мембраны, выполняющие измерительные функции. При изменении температуры изменяется модуль упругости материала, из которого изготовлены эти детали, что приводит к нарушению тарировки прибора. Изменение модуля упругости материала является одним из основных источников инструментальных температурных ошибок мембранно-анероидных приборов.

Для устранения этих ошибок в точных авиационных приборах применяются специальные температурные компенсации. Иногда пружины и мембраны делают из материала, модуль упругости которого мало зависит от температуры (например, из элинвара).

В авиационных приборах с шариковыми подшипниками при низких температурах загустевает смазка, что повышает трение и ухудшает работу прибора. В связи с этим в авиационных приборах используются специальные сорта масел, а в некоторых случаях применяется электрический обогрев прибора.

**Влажность воздуха.** Влажность воздуха изменяется в широких пределах. В нижних слоях атмосферы вода всегда присутствует в воздухе в виде водяного пара. Степень насыщенности воздуха водяными парами характеризуется относительной влажностью

$$R = \frac{q}{Q} 100,$$

где  $R$  — относительная влажность;

$q$  — абсолютная влажность (количество пара на  $1 \text{ м}^3$  воздуха);

$Q$  — количество насыщающих паров при данной температуре.

Количество пара в воздухе может увеличиваться только до тех пор, пока воздух не окажется насыщенным, что соответствует  $R=100\%$  (табл. 1); предел насыщения зависит от температуры.

Таблица 1

Насыщение воздуха водяными парами в зависимости от температуры

Температура, °C	—30	—20	—10	0	+10	+20	+30
Содержание в воздухе водяных паров, г/м <sup>3</sup>	0,5	1,0	2,5	5,0	9,5	17,0	30,0

При охлаждении насыщенного пространства может наступить момент, когда воздух окажется насыщенным водяными парами. Дальнейшее понижение температуры вызовет конденсацию пара, т. е. переход излишков пара в капли воды.

Высокая относительная влажность воздуха, в особенности конденсация влаги, осложняет работу авиационных приборов. Влажность воздуха способствует ускоренной коррозии деталей, особенно если эти детали изготовлены из стали или железа. Для предохранения деталей от коррозии применяются гальванические, химические и лакокрасочные покрытия.

Конденсация влаги в трубопроводах или капиллярах может вызвать ошибки в показаниях и даже отказ в работе приборов. При конструировании приборов обычно предусматривают специальные уплотнения, обеспечивающие брызгонепроницаемость или герметичность корпуса прибора.

Электроприборы необходимо хорошо изолировать от попадания влаги в токоведущие части во избежание утечки тока. При определенных температурных условиях влажность воздуха вызывает обледенение лобовых частей самолета, встречающих поток воздуха. Для предохранения от обледенения приемник указателя скорости (трубка Пито) снабжается электрообогревом.

Плотность воздуха. На большой высоте воздух сильно разрежен, поэтому при подъеме самолета ухудшается работа некоторых приборов. С увеличением высоты гироскопические приборы, приводимые в действие вакуумным насосом, теряют свою устойчивость из-за снижения производительности

насоса. Это является одной из причин, побуждающих конструкторов заменять пневматические гиросприборы электрическими.

**Наклоны и перегрузки.** В полете приборы отклоняются от их нормального положения, а также подвергаются кратковременным и длительным перегрузкам, связанным с выполнением эволюций. При наличии в механизме прибора неуравновешенных частей наклоны и перегрузки могут вызвать ошибки в показаниях приборов. Эти ошибки устраняются тщательной балансировкой механизма приборов.

**Вибрация самолета.** Авиационный двигатель вызывает вибрацию всех частей самолета, которая вредно действует на работу авиационных приборов, искажая их показания и сокращая сроки службы. Конструктор должен хорошо знать условия вибрации в различных частях самолета и обеспечивать прочность деталей прибора.

Проведенными исследованиями вибрации на самолете установлено, что все части самолета вибрируют в трех направлениях, но амплитуда и частоты вибрации имеют разнообразные значения. Если графически изобразить зависимость перемещения вибрирующей точки от времени, то в общем случае мы получим периодическую кривую несинусоидальной формы. Такую кривую можно разложить на ряд синусоид с различными периодами. Частота синусоиды с наибольшим периодом называется *основной частотой вибрации* и практически соответствует числу оборотов коленчатого вала двигателя.

Частота остальных синусоид, называемых *высшими гармониками*, может превышать основную частоту в любое число раз. В результате исследований вибраций на самолете обнаружены высшие гармоники, превышающие основную частоту в 2—5 раз.

Частоту вибраций обычно выражают в герцах, т. е. числом колебаний в 1 сек. Таким образом, если число оборотов коленчатого вала двигателя  $n=3000$  об/мин, то основная частота вибрации будет равна

$$f = \frac{n}{60} = 50 \text{ Hz.}$$

Вибрация особенно разрушительно действует на приборы в том случае, если колебания отдельных деталей или узлов прибора попадают в резонанс с основной частотой вибрации или даже с частотой одной из высших гармоник. Поэтому каждый тип прибора необходимо проверять на вибрацию во всей полосе частот, наблюдающихся на самолете.

Поскольку коленчатый вал двигателя может вращаться с малыми оборотами порядка 1000—1200 об/мин, минимальной частотой вибрации самолета следует считать 20 Hz.

Максимально возможную частоту вибрации следует принять равной  $5f_{\max}$ , где  $f_{\max}$  — наибольшая величина основной частоты вибрации. При скорости вращения коленчатого вала 3000 об/мин  $f_{\max} = 50$  Hz и, следовательно, максимальная частота вибрации может достигать  $5f_{\max} = 250$  Hz.

При исследованиях вибраций авиационных приборов действительно обнаружены высшие гармоники, имеющие частоту указанного порядка. Однако вибрационные установки, применяемые для лабораторного испытания приборов, воспроизводят вибрацию в пределах 20—80 Hz, т. е. не в полной мере отражают действительную картину вибрации на самолете.

Авиационные приборы проверяют на *вибрационную устойчивость* (виброустойчивость) и *вибрационную прочность* (вибропрочность). Под виброустойчивостью понимается отсутствие влияния вибрации на показания прибора. Под вибропрочностью понимается безотказная работа прибора в течение определенного числа часов при заданной вибрации.

Виброустойчивость и вибропрочность приборов зависят не только от частоты, но и от амплитуды вибрации. При испытании авиационных приборов на вибропрочность и виброустойчивость принято оперировать величиной так называемой *вибрационной перегрузки*.

Величина вибрационной перегрузки зависит от частоты и амплитуды вибрации и для синусоидальной вибрации определяется по следующей формуле:

$$j = \frac{0,2\pi^2 f^2 (2a)}{g} \approx \frac{f^2 (2a)}{500},$$

где  $f$  — частота вибрации, Hz;

$2a$  — двойная амплитуда или размах, мм.

За единицу измерения вибрационной перегрузки  $j$  принято измерение силы тяжести.

В табл. 2 приведены значения двойной амплитуды вибрации в зависимости от частоты для различных заданных значений перегрузки.

Поскольку вибрация узлов самолета носит несинусоидальный характер, величину перегрузки при замерах вибрации на самолете подсчитывают отдельно для каждой частоты. Наибольшую перегрузку дает основная частота вибрации; более высокие гармоники обычно дают меньшую вибрационную перегрузку.

За максимальную действующую перегрузку при несинусоидальной вибрации принимают сумму перегрузок, полученных для каждой составляющей частоты. В табл. 3 указаны максимальные вибрационные перегрузки различных узлов самолета.

Таблица 2

Двойная амплитуда (размах) вибрации в зависимости от частоты и перегрузки (в мм)

Частота вибрации $f$ , Hz	Перегрузка $g$					
	0,6	1,5	2,5	4	6	10
20	0,75	1,86	3,10	4,96	7,50	12,40
30	0,33	0,83	1,38	2,21	3,32	5,53
40	0,19	0,47	0,78	1,25	1,86	3,10
50	0,12	0,30	0,50	0,80	1,19	1,99
60	0,08	0,21	0,35	0,56	0,83	1,38
70	0,06	0,15	0,25	0,46	0,60	1,01
80	0,05	0,12	0,20	0,32	0,47	0,78

Таблица 3

Максимальные вибрационные перегрузки различных узлов самолета

Узлы самолета	Вибрационная перегрузка $g$
Авиационный двигатель	6—10
Подмоторная рама	4—6
Фюзеляж	2,5—4
Неамортизированные приборные доски	1,5—2,5
Амортизированные приборные доски	0,6—1,5

На основании данных, приведенных в табл. 3, рассчитывают приборы и агрегаты, которые устанавливают на соответствующих узлах самолета.

Авиационные приборы, монтируемые на приборных досках или фюзеляже, по вибрационной прочности делятся на следующие категории: 1-я категория приборов допускает вибрационные перегрузки до 0,6 g, 2-я категория — до 1,5 g и 3-я категория — до 2,5 g. Приборы, монтируемые на подмоторной раме или непосредственно на двигателе, рассчитаны на вибрационную перегрузку 4—10 g в зависимости от места их установки.

Виброустойчивость приборов обеспечивается тщательной балансировкой механизма, а также выбором собственной частоты упругих колебаний механизма приборов вне полосы частот вибрации самолета.

Вибропрочность приборов обеспечивается применением прочных и твердых материалов, термообработкой и выполнением деталей достаточного сечения.

Для уменьшения влияния вибрации на работу приборов применяется либо их индивидуальная амортизация, либо амортизация приборных досок.

**Пыль.** При взлете и посадке самолета на песчаных аэродромах поднимается много пыли, особенно в сухую, жаркую погоду. При попадании пыли внутрь авиационных приборов чувствительные механизмы засоряются и часто перестают работать. Особенный вред приносит пыль пневматическим гироскопам, которые при работе всасывают окружающий воздух.

Для предохранения от пыли корпусы приборов снабжают уплотнительными прокладками, проложенными под стеклом, и крышками. У пневмоприборов на линии всасывания ставят специальные пылевые фильтры.

## § 6. Общие требования к авиационным приборам

**Надежность и точность в работе** являются основными требованиями, предъявляемыми к авиационным приборам, так как от исправной работы приборов зависит выполнение любого полетного задания.

Под надежностью прибора следует понимать не только безотказную работу его в течение положенного времени, но и точность его показаний при любых условиях полета. От точности приборов зависит степень использования летных качеств самолета и мощности двигателя.

Надежность и точность работы приборов проверяют до их установки на самолет лабораторными испытаниями соответствующим специальным техническим условиям. В лабораториях приборы проверяются в различных условиях, воспроизводящих условия работы прибора на самолете. Приборы испытываются при различных температурах, при разрежении воздуха, при

воздействии вибрации, при наклонах. Во всех этих случаях приборы должны безотказно работать и показания их должны соответствовать допускам, установленным для данного прибора техническими условиями.

*Удобство эксплуатации прибора* заключается в простоте наблюдения и отсчета по шкале прибора, несложности обращения с прибором до полета и в полете, в минимальном уходе за прибором при его эксплуатации и в простоте его ремонта.

*Габариты и вес прибора* должны быть минимальными. Небольшие габариты прибора облегчают размещение его в кабине самолета. Снижение веса приборного оборудования дает возможность увеличить полезный груз самолета.

## § 7. Размещение авиационных приборов на самолете

**Приборные доски.** На легких и средних самолетах все авиационные приборы (за исключением компаса А-4) устанавливаются на приборную доску летчика. На тяжелых самолетах большинство приборов, контролирующих работу двигателя, выносятся на отдельную доску бортмеханика.

На приборной доске летчика приборы размещают так, чтобы летчик легко мог видеть показания, характеризующие положение самолета или работу двигателя.

Группа пилотажно-навигационных приборов наиболее важна для летчика, так как показания этих приборов быстро меняются с изменением положения самолета. Поэтому эту группу приборов помещают в наиболее видном месте приборной доски — в ее центральной или левой части. Пилотажно-навигационные приборы не должны ничем загромождаться как при нормальном полете, так и при посадке (ни штурвалом, ни рычагами управления).

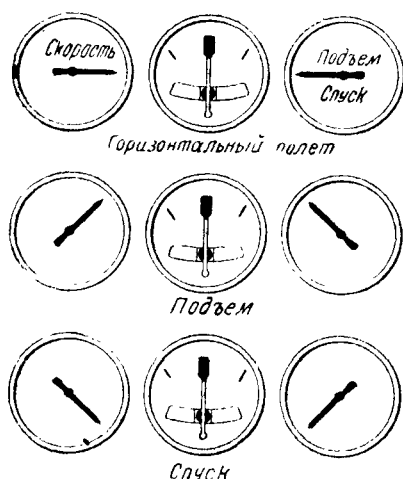
Группу приборов — указатель скорости, указатель поворота и вариометр — всегда устанавливают на одной горизонтали (фиг. 17).

Группу курсовых приборов — компас, указатель поворота, индикатор РПК (радиополукомпас) — располагают на одной вертикали, чтобы можно было одним взглядом определить правильность курса самолета.

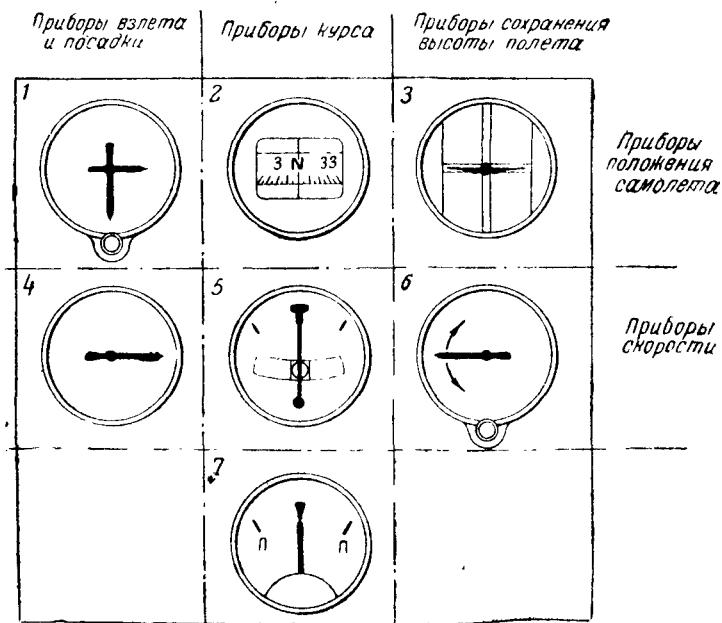
Рекомендуемое расположение пилотажных приборов на приборной доске показано на фиг. 18.

При наличии на самолете автопилота пилотажные приборы располагаются на доске, как показано на фиг. 19.

При размещении моторных приборов может быть гораздо больше вариантов, чем при размещении пилотажных приборов, так как положение моторных приборов часто определяется конфигурацией приборной доски, наличием вспомогательных агрегатов и т. д.

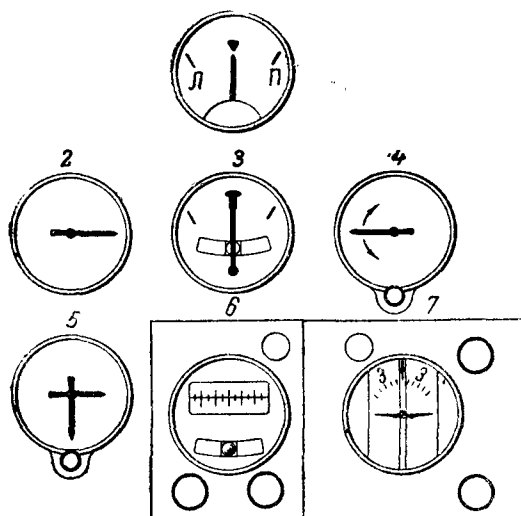


Фиг. 17. Расположение вариометра, указателя поворота и указателя скорости на приборной доске самолета.



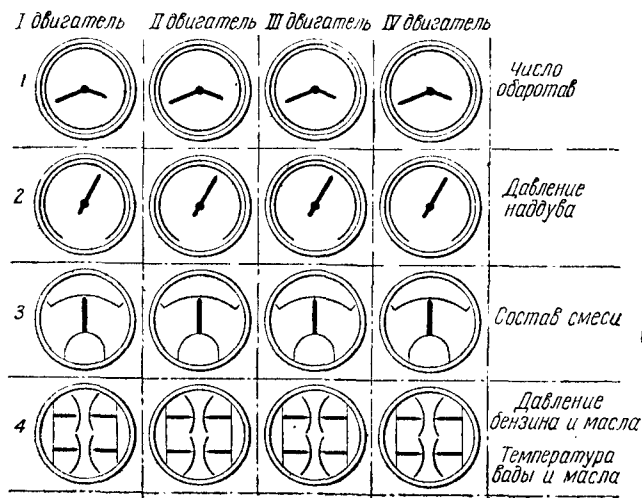
Фиг. 18. Схема рекомендуемого расположения пилотажных приборов на приборной доске самолета:

1—высотомер, 2—магнитный компас, 3—авиагоризонт, 4—указатель скорости, 5—указатель поворота, 6—вариометр, 7—индикатор РПК.



Фиг. 19. Расположение пилотажных приборов на приборной доске самолета при наличии автопилота:

1—индикатор РПК, 2—указатель скорости, 3—указатель поворота, 4—варномер, 5—высотомер, 6—курсовой гироскоп автопилота, 7—продольно-поперечный гироскоп автопилота.

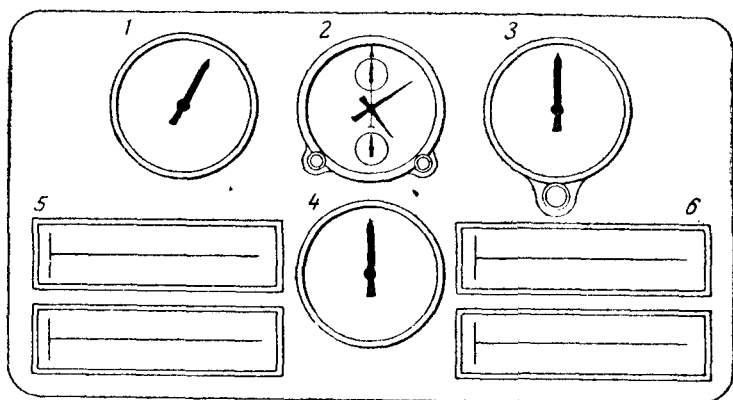


Фиг. 20. Вариант расположения моторных приборов на четырехмоторном самолете:

1—тахометры, 2—мановакуумметры, 3—газоанализаторы, 4—четырёхстрелочные индикаторы давления и температуры.

На многомоторных самолетах приборы, выполняющие одинаковые функции, помещают рядом на одной горизонтали: например, все тахометры — в одном ряду, манометры — в другом и т. д. (фиг. 20). В таком случае каждый вертикальный ряд приборов дает сумму показаний, характеризующих режим работы соответствующего двигателя.

На приборной доске штурмана помещают высотомер, указатель скорости, часы и термометр наружного воздуха. Обыч-



Фиг. 21. Приборная доска штурмана:

1—указатель скорости, 2—часы, 3—высотомер, 4—термометр наружного воздуха, 5 и 6—графики поправок.

но доска штурмана имеет вид, изображенный на фиг. 21, и помещается сбоку кабины штурмана.

**Амортизация приборных досок.** Часть приборной доски, на которой расположены пилотажно-навигационные приборы, обязательно амортизируется специальными упругими подвесами — амортизаторами. Цель амортизации приборной доски — снизить амплитуду ее вибрации до величины, допустимой для работы приборов. Однако не всякая амортизация приводит к желаемым результатам. Неправильная амортизация может увеличить амплитуду вибрации, что будет способствовать быстрому износу приборов.

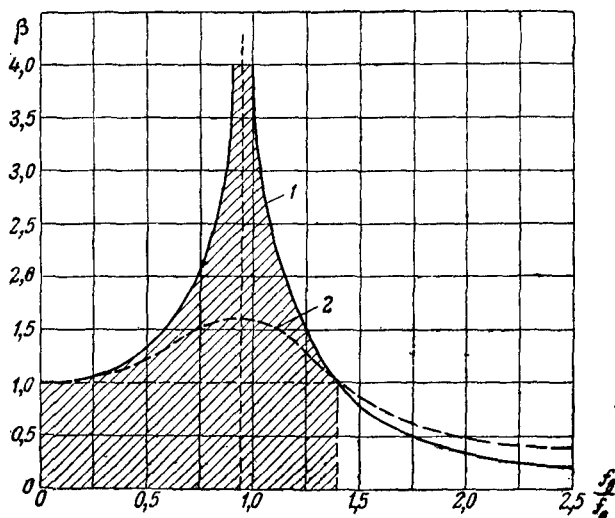
Причины этого явления можно понять, если обратиться к так называемой *резонансной кривой* (фиг. 22).

По горизонтальной оси отложено отношение частоты внешних колебаний  $f_v$  к частоте собственных колебаний<sup>1</sup> приборной доски  $f_0$ ; по вертикальной оси отложен коэффициент амортизации  $\beta$ .

<sup>1</sup> Собственными колебаниями называются такие колебания, которые совершает приборная доска, выведенная из положения равновесия при отсутствии вибрации самолета.

Коэффициентом амортизации называется отношение амплитуды колебаний амортизированной доски к амплитуде неамортизированных частей, на которых подвешена доска. Целью амортизации является уменьшение этого коэффициента по возможности до наименьшего значения.

Кривая 2 получается при наличии в упругом подвесе доски демпфирующего элемента, способствующего затуханию колебаний (например, воздушного демпфера или резины).



Фиг. 22. Резонансная кривая:

1—колебания без демпфирования, 2—колебания при наличии демпфера.

Точка  $\frac{f_v}{f_0} = 0$  соответствует жесткому закреплению приборной доски; при этом  $\beta = 1$ , т. е. амплитуда колебаний приборной доски, равна амплитуде внешних колебаний.

Точка  $\frac{f_v}{f_0} = 1$  соответствует равенству частот внешних и собственных колебаний; при этом  $\beta \approx \max$ , т. е. приборная доска вибрирует с амплитудой, во много раз превышающей амплитуду внешних колебаний. Это явление называется *резонансом*.

В любой точке внутри заштрихованной области амплитуда колебаний доски больше амплитуды неамортизированных частей. Отсюда следует, что уменьшения амплитуды вибрации можно достигнуть только при определенной собственной частоте колебаний приборной доски, т. е. при такой частоте, когда колебания будут соответствовать незаштрихованной части резонансной кривой. Практически это соответствует

$$\frac{f_v}{f_0} > 1,5 - 2.$$

Поэтому частота собственных колебаний приборной доски должна быть в 1,5—2 раза меньше, чем наименьшая частота вибрации, возможная в полете.

Приняв  $(f_b)_{\min} = 1200$  пер/мин, получаем  $f_0 = 600 - 800$  пер/мин или 10—13 пер/сек.

Собственную частоту колебаний наиболее удобно определять по статическому прогибу, т. е. по величине провеса приборной доски (при полной ее нагрузке) относительно того положения, которое занимала бы приборная доска на тех же амортизаторах, если бы нагрузка равнялась нулю.

Статический прогиб связан с частотой собственных колебаний следующим соотношением

$$\delta_{\text{ст}} = \frac{g}{4\pi^2 f_0^2} \approx \frac{25}{f_0^2},$$

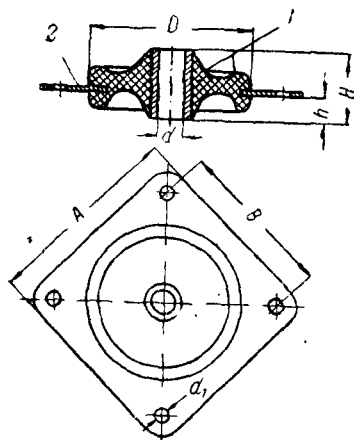
где  $\delta_{\text{ст}}$  — статический прогиб, см;

$g$  — ускорение силы тяжести, см/сек<sup>2</sup>;

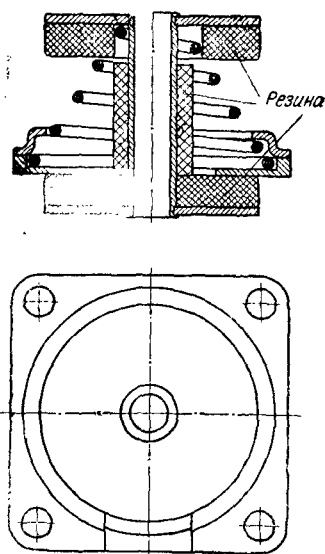
$f_0$  — частота собственных колебаний, 1/сек.

Подставляя  $f_0 = 10 - 13$  пер/сек., получаем  $\delta_{\text{ст}} = 0,15 - 0,25$  см.

Таким образом уменьшение амплитуды вибрации при всех режимах полета даст только такая амортизация, при которой статический прогиб приборной доски будет не менее 1,5—2,5 мм.



Фиг. 23. Амортизатор типа Лорд:  
1—резиновый амортизатор, 2—арматура.



Фиг. 24. Пружинный амортизатор.

Это условие является основным для любого типа амортизации, будь то амортизация всей доски или отдельного прибора.

Одним из распространенных типов амортизации является подвеска доски на резиновых амортизаторах типа Лорд (фиг. 23). Недостатком амортизаторов этого типа является

ухудшение амортизации с понижением температуры, так как при этом увеличивается жесткость резины.

Более совершенен в этом отношении пружинный амортизатор (фиг. 24). Резиновые втулки в этом амортизаторе служат ограничителями, предохраняющими доску от резких ударов при рулении и посадке самолета.

При амортизации приборной доски важно не только получить нужный статический прогиб центра тяжести доски, но и правильно подобрать жесткость амортизатора для каждой точки подвеса отдельно.

Амортизаторы подбирают следующим образом. Рассчитывают вес нагруженной приборной доски и определяют положение центра тяжести в плоскости доски и в перпендикулярной плоскости. Затем задаются минимальным числом крепежных узлов (не менее трех) и распределяют точки подвеса по возможности симметрично относительно центра тяжести. Затем рассчитывают нагрузку, приходящуюся на каждый амортизатор в отдельности, учитывая его расстояние от центра тяжести. Пользуясь фабричными данными, для каждой точки подбирают амортизатор, дающий статический прогиб 1,5—2 мм при вычисленной нагрузке.

Приборная доска должна быть достаточно жесткой, чтобы ее собственные колебания не входили в резонанс с вибрацией самолета во всем диапазоне частот вибрации. Для этого приборную доску усиливают отбортовкой или ребрами жесткости, расположенными с задней стороны доски.

Соединительные трубопроводы, связанные с приборами, ухудшают их амортизацию. Поэтому металлические трубы соединяют с приборами гибкими дюритовыми шлангами длиной 200—300 мм. Там, где не допускается применение гибких шлангов (например, в гидравлических приборах), медные трубки должны иметь за доской один-два витка спирали диаметром 80—100 мм.

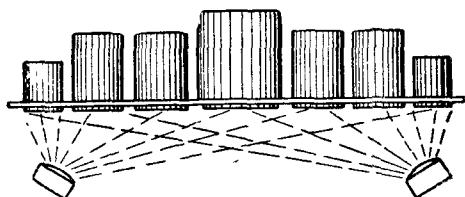
Нельзя ставить на амортизированную доску агрегаты, имеющие жесткие соединения с другими частями самолета, например, бензокраны, переключатели магнето и т. д.

Иногда амортизируют не всю приборную доску, а только часть ее, на которой расположены пилотажные приборы.

Освещение авиационных приборов. Цифры, деления шкал и стрелки авиационных приборов покрыты специальным светящимся составом, который позволяет видеть показания приборов в темноте. Но при продолжительных полетах наблюдение за слабо светящимися шкалами приборов утомляет летчика или штурмана. Поэтому на самолетах применяется дополнительное освещение приборных досок. Приборные доски должны освещаться равномерно; сила света долж-

на регулироваться; освещение не должно давать бликов, ослепляющих пилота.

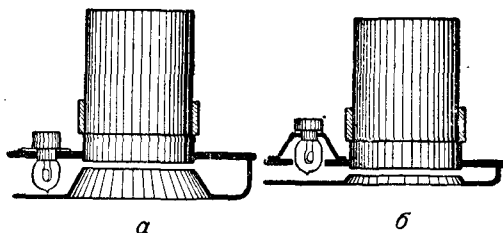
Существует много способов освещения приборной доски. Однако каждый из этих способов имеет свои недостатки и ни



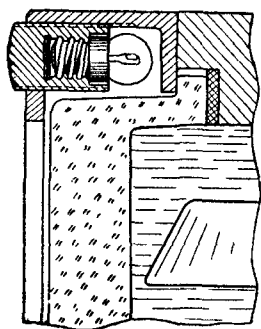
Фиг. 25. Освещение авиационных приборов  
кабинными лампочками.

один из них не соответствует вполне требованиям эксплуатации.

*Освещение кабинными лампочками* (фиг. 25). Лампочки устанавливаются либо на приборной доске, либо на борту фюзеляжа в арматуре, дающей направленный свет; силу света регулируют специальным реостатом. Этот способ не обеспечи-



Фиг. 26. Освещение авиационных приборов  
отраженным светом.



Фиг. 27. Индивидуальное  
освещение авиационных  
приборов.

вает равномерного освещения всей доски и неудобен вследствие значительных габаритов аппаратуры.

*Освещение отраженным светом* (фиг. 26). В нескольких точках приборной доски устанавливают маленькие лампочки, а на некотором расстоянии от приборной доски — так называемую фальшпанель (ложную панель), имеющую над каждым прибором отбортованное отверстие по диаметру шкалы прибора. Внутреннюю сторону фальшпанели покрывают белой эмалевой краской для улучшения отражения света. Этот способ дает

равномерную освещенность и красивый внешний вид установки, так как все выступающие части приборной доски закрываются. Недостатком способа является углубление шкал приборов относительно поверхности фальшпанели на высоту лампочки (фиг. 26,а). Зазор между фальшпанелью и приборной доской можно уменьшить, применив углубленный патрон (фиг. 26,б).

*Индивидуальное освещение.* Некоторые отечественные и иностранные авиационные приборы снабжены маленькой электролампочкой, помещенной в центре или у края стекла каждого прибора (фиг. 27).

Применяется также освещение отраженным светом при помощи специального стеклянного стержня, смонтированного по окружности шкалы. Свет от лампочки падает на торец стержня и, распространяясь внутри нее, равномерно освещает шкалу прибора.

*Освещение ультрафиолетовыми лучами.* В последнее время все чаще применяется освещение шкал ультрафиолетовыми лучами, для чего используют специальные ртутные лампы, в которых светятся пары ртути, или лампы накаливания из специального стекла, пропускающего фиолетовые и ультрафиолетовые лучи и поглощающего всю видимую часть спектра (фиг. 28).

Падающая на деления, цифры и стрелки шкал, ультрафиолетовые лучи заставляют покрывающую их светящуюся массу весьма интенсивно светиться. Этот способ освещения обеспечивает хорошую видимость шкал и не дает бликов, ослепляющих пилота; при этом вся кабина остается в темноте, что важно для военных самолетов.

Освещение ультрафиолетовыми лучами вызывает сильную флуоресценцию лигроина в компасах, затрудняющую отсчет курса по компасу. Для борьбы с этим явлением оставляют индивидуальный подсвет компаса, облегчающий отсчет показаний.



Фиг. 28. Арматура для освещения авиационных приборов ультрафиолетовыми лучами.

## § 8. Элементы авиационных приборов

Основные части авиационных приборов. Для работы контрольно-измерительного прибора необходима некоторая сила. Эта сила приводит в действие механизм прибора, последним звеном которого является указывающая стрелка.

ка или сигнальное приспособление (например, контрольная лампочка).

Некоторые измеряемые величины могут быть использованы непосредственно для получения необходимой силы, приводящей в движение механизм прибора. Например, при измерении давления масла, бензина или воздуха это давление может быть непосредственно передано на указатель прибора, где оно создает силу, передвигающую стрелку прибора. В других случаях источником движущей силы служит величина, функционально связанная с измеряемой величиной. Например, для измерения температуры головок цилиндров пользуются источником электрического тока, изменяющим свою электродвижущую силу в определенной зависимости от температуры.

Существуют приборы, работа которых возможна лишь при постоянном притоке энергии от какого-либо источника. Например, гироскопические приборы работают только, когда их ротор приводится в непрерывное вращение с большим числом оборотов. Для поддержания вращения ротора необходим постоянный приток энергии либо в виде потока воздуха, либо в виде электрического тока.

Соответственно сказанному авиационный прибор обычно состоит из следующих элементов: 1) приемника или датчика; 2) дистанционной связи или передачи; 3) указателя или измерителя; 4) источника питания.

*Приемник* устанавливается в точке измерения данной величины и служит источником изменения движущей силы, приводящей в движение механизм указателя.

Например, трубка Пито указателя скорости устанавливается в потоке воздуха и воспринимает давление этого потока, которое связано определенной зависимостью со скоростью полета.

Приемник парового термометра воспринимает давление насыщенных паров низкокипящей жидкости, которое зависит от измеряемой температуры.

*Дистанционная передача* служит для сообщения указателя с приемником или непосредственно с точкой, в которой производится измерение. В зависимости от принципа действия приборов применяются различные виды передачи.

*Пневматическая или гидравлическая передача* передает на расстояние давление воздуха или жидкости. Для передачи применяются металлический или дюритовый трубопроводы. Материал, размеры и конструкция соединений трубопровода зависят от условий его работы. Если трубопровод предназначен для передачи высокого давления, то стенки его должны быть достаточно прочными, а крепления должны обеспечивать нужную герметичность. Если по трубопроводу протекает большое

количество воздуха, то сечение трубопровода должно быть достаточно большим, чтобы не было потери давления. При измерении статического давления воздуха или жидкости сечение трубопровода может быть небольшим, но в этом случае большую роль играет герметичность трубопровода и его соединений.

Материал трубопровода подбирают в зависимости от рода жидкости и требований монтажа. Для передачи давления воздуха можно применять трубопровод из любого материала; обычно используют алюминиевую или дюралюминиевую трубку или же дюритовый шланг. Давление бензина и масла передают по медным или стальным трубопроводам; для бензо- и маслопроводов применяют специальные сорта дюритовых шлангов.

*Электрическая передача* передает электрический ток от приемника к указателю. В качестве электрической связи применяют медный изолированный провод. Сечение провода зависит от силы протекающего тока и выбирается с учетом условий допустимого нагрева, падения напряжения или допустимой потери мощности. Изоляция электропровода определяется величиной напряжений и потребной влагостойкостью.

При работе электрического прибора его электропровод может явиться источником электромагнитных волн, мешающих радиоприему на самолете. Поэтому все соединительные электропровода на самолете экранируются металлической оболочкой, присоединяемой к массе самолета.

*Механическая передача* служит для передачи от приемника к указателю перемещения или вращения: для передачи поступательного перемещения применяют стальной трос в бондированной оболочке; для передачи вращения или углового перемещения используют гибкий или карданный валики.

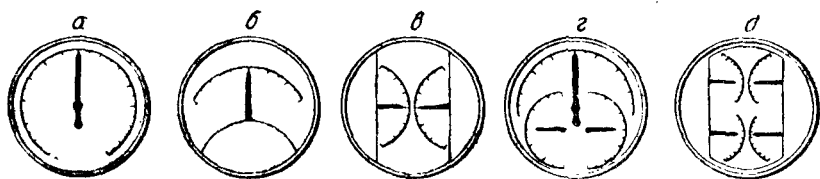
*Указатель, или измеритель*, служит для воспроизведения нужных показаний. В зависимости от принципа действия указатели бывают различных конструкций. В манометрических приборах указатель воспринимает давление и преобразует его в ход стрелки. В электрических приборах указатели работают по принципу обычных электроизмерительных приборов (гальванометр, логометр).

Показания отсчитываются по *шкале прибора*. Большинство измерителей имеет неподвижную шкалу и подвижную стрелку, но у некоторых приборов (например, у компасов) шкала прибора подвижная, а стрелка заменена неподвижным индексом. На шкале написано название измеряемой величины; других надписей на ней обычно не делают, чтобы не рассеивать внимания летчика в полете. Шкалы всех приборов окрашены в черный цвет, а деления нанесены белой краской; часть делений, цифры и стрелки покрываются светящейся массой для отсчета в темноте.

В настоящее время большей частью применяются шкалы, в которых деления нанесены по окружности, а стрелка вращается вокруг центра шкалы (фиг. 29,а); такие шкалы называются *концентричными*.

В некоторых приборах ось вращения стрелки смещена в нижний край шкалы, а деления нанесены по дуге (фиг. 29,б); такие шкалы называются *секторными*.

Бывают также *профильные шкалы*, в которых стрелка передвигается вертикально или горизонтально.



Фиг. 29. Типы шкал авиационных приборов:

а—концентричная шкала, б—секторная шкала, в—шкала двухстрелочного указателя, г—шкала трехстрелочного указателя, д—шкала четырехстрелочного указателя.

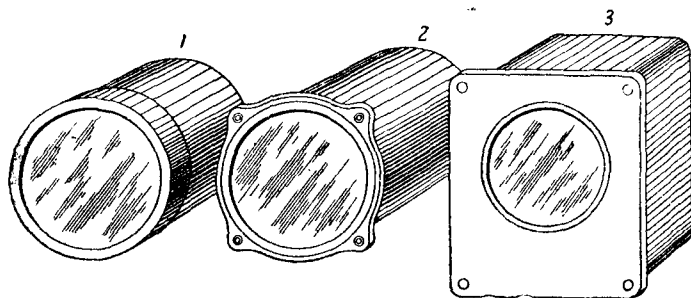
Круглые шкалы дают наибольшую точность отсчета, так как в них использована для делений вся окружность шкалы. Секторные шкалы чаще применяются в электроизмерительных приборах, где без увеличения габаритов прибора невозможно поместить стрелку в центр шкалы. Профильные шкалы применяются весьма редко. Вследствие малой длины шкалы они дают небольшую точность отсчета и иногда усложняют конструкцию приборов.

В последнее время заметна тенденция объединять два или более приборов в одном корпусе, с тем чтобы уменьшить габариты и улучшить отсчет показаний. Это относится главным образом к группе моторных приборов; здесь в одном корпусе объединяют показания двух аналогичных приборов для правого и левого двигателей (фиг. 29,в). Иногда объединяют также три или четыре показания, комплекс которых характеризует работу одного двигателя (фиг. 29,г и д).

Механизм каждого указателя помещается в специальный корпус (фиг. 30). Корпусы авиационных приборов обычно делают из алюминиевого сплава или бакелита. Большинство указателей имеют корпуса в виде цилиндра. Размеры таких цилиндрических корпусов стандартизованы, причем существуют два стандарта на диаметры корпусов: 60 и 80 мм. Некоторые приборы имеют корпуса специальной формы и размера (гирополукомпас, гиромангнитный компас и др.).

Стекло крепится к корпусу каким-либо из трех основных способов: *пружинящим кольцом* (фиг. 31,а), *резьбовым коль-*

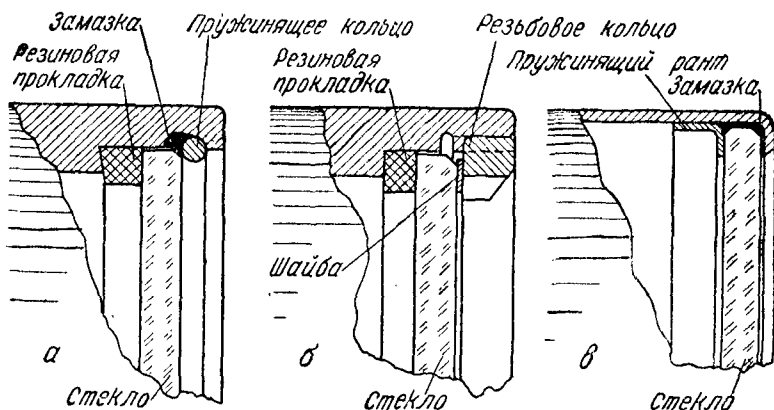
цом (фиг. 31,б) или изнутри корпуса пружинящим рантом, запрессованным в корпус (фиг. 31,в). В случае крепления стекла пружинящим кольцом или рантом герметичность между стек-



Фиг. 30. Типы корпусов авиационных приборов:

1—цилиндрический корпус без ушек, 2—цилиндрический корпус с ушками, 3—прямоугольный корпус.

лом и корпусом достигается специальной замазкой. В случае крепления стекла резьбовым кольцом герметичность достигается резиновой прокладкой, укладываемой под стекло. Последний способ обеспечивает лучшую герметичность, так как замазка с течением времени высыхает.



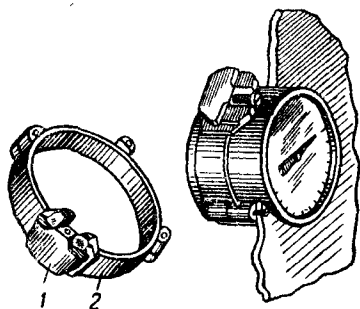
Фиг. 31. Способы крепления стекла к корпусу авиационного прибора.

Монтажные детали. Монтажные детали предназначены для крепления всех элементов прибора к самолету и для соединения элементов приборов между собой.

В настоящее время большую часть авиационных приборов крепят к приборной доске при помощи крепежного кольца

(фиг. 32). Крепежное кольцо устанавливают на задней стороне приборной доски и прикрепляют его тремя винтами. Отверстия для винтов в приборной доске размечают по такому положению крепежного кольца, при котором оно охватывает корпус прибора соответствующего диаметра.

После установки кольца на приборной доске прибор вставляют в кольцо и затягивают четвертый винт. Этот винт ввернут в клинообразный замок; при подтягивании замка кольцо плотно сжимает прибор. В отличие от неподвижных винтов с полукруглой головкой затяжной винт имеет цилиндрическую головку. Для снятия прибора достаточно ослабить затяжной винт.



Фиг. 32. Стандартное крепежное кольцо:

1—замок кольца, 2—кольцо.

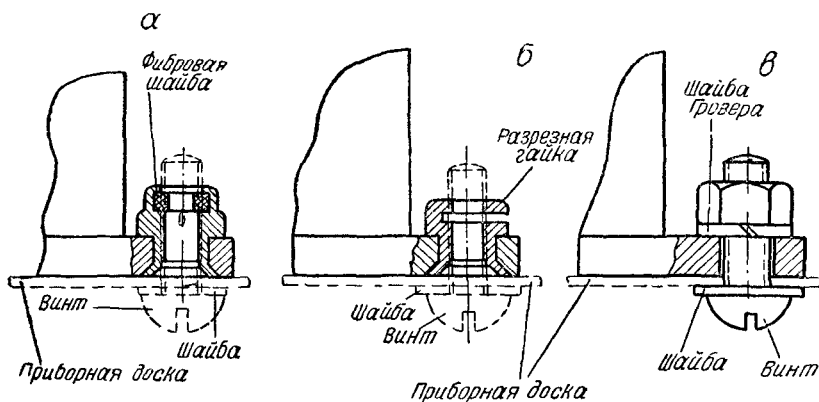
Имеются два стандарта крепежных колец диаметрами 60 и 80 мм. Первый стандарт (60 мм) применяют для манометров, термометров и электротаксметров ГЭ-22. Второй стандарт (80 мм) применяют для указателей скорости, вариометров, высотомеров, мановакуумметров, трехстрелочных индикаторов, компасов КИ-11, бензиномеров и других приборов.

Авиагоризонт, гиромагнитный компас, электрический бензиномер, дистанционный компас ПДК крепят непосредственно к приборной доске винтами. Прибор устанавливают сзади приборной доски. В ушки приборов запрессованы гайки, внутрь которых завальцованы *фибровые шайбы* (фиг. 33,а). При заворачивании винты нарезают фибровую шайбу, которая плотно охватывает винт и предохраняет его от самоотвинчивания. Вместо гаек с фибровыми шайбами иногда применяются *разрезные гайки*, также запрессованные в ушки корпуса (фиг. 33,б). Если прибор имеет ушки без запрессованных гаек, то его крепят винтами при помощи *нормальных гаек* (фиг. 33,в), затягивая их за приборной доской; для предохранения от отвинчивания под гайки кладут пружинящую *шайбу Гровера*.

Для соединения приборов с трубопроводами на задней части корпуса устанавливаются *штуцеры*. Большинство приборов снабжают штуцерами, имеющими кольцевые конусные уступы (фиг. 34,а). Трубопровод соединяется с прибором посредством дюритового шланга. Такое крепление достаточно просто и удобно для монтажа и не нарушает амортизации приборов и доски.

Некоторые приборы снабжены штуцером, к которому при

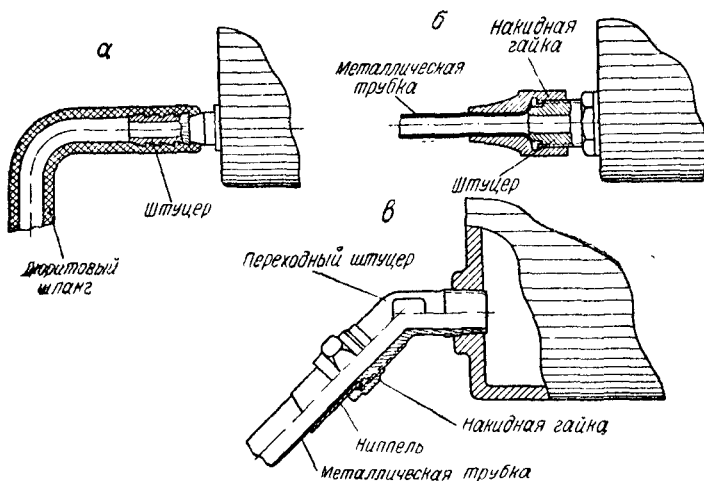
помощи накидной гайки (фиг. 34,б) крепится развальцованная металлическая трубка.



Фиг. 33. Крепление болтами авиационного прибора к приборной доске:

а — гайка с фибровой шайбой; б — разрезная гайка; в — нормальная гайка.

В настоящее время стандартизовано соединение типа Паркер, отличающееся от предыдущего наличием ниппеля между



Фиг. 34. Типы штуцеров.

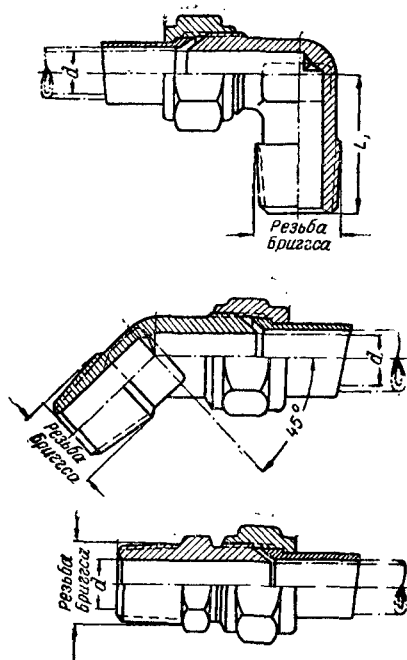
гайкой и трубкой. Все большее применение находят переходные штуцеры под паркеровское соединение.

Переходный штуцер, изображенный на фиг. 34,в, имеет с одной стороны коническую резьбу Бриггса, посредством кото-

рой он ввертывается в корпус прибора или агрегата. Другая сторона переходного штуцера имеет резьбу под соединение типа Паркер. На трубопровод предварительно надевают ниппель, затем трубопровод развальцовывают и притягивают к штуцеру накидной гайкой. Типы переходных штуцеров показаны на фиг. 35.

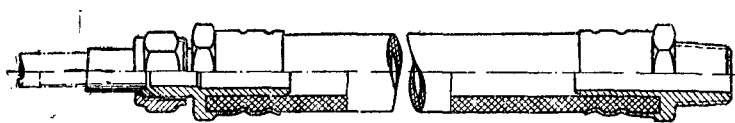
Жесткое крепление трубки ухудшает амортизацию при-

Фиг. 35. Переходный штуцер типа Паркер.



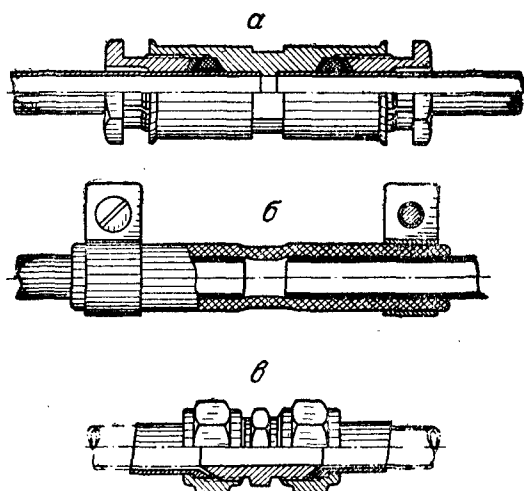
Внутренний диаметр трубы, $d$ , мм	Резьба Бриггса	Резьба $M$ штуцера и накидной гайки, мм
2	1/8"	8×1
3	1/8"	10×1
4	1/8"	12×1
6	1/8"	14×1
8	1/4"	16×1
10	3/8"	18×1,5

борной доски и его применяют только при монтаже моторных приборов. В этих случаях для улучшения амортизации за приборной доской оставляют излишек трубопровода в виде двух-трех витков спирали.



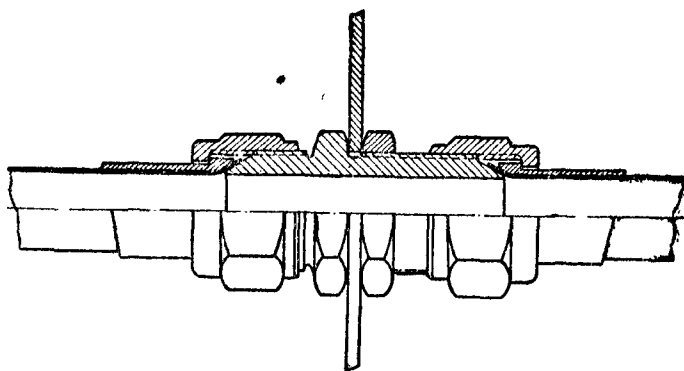
Фиг. 36. Гибкий шланг.

В случаях когда необходимо получить надежное соединение и в то же время не ухудшать амортизацию, применяют гибкий шланг (фиг. 36), представляющий собой дюритовую трубку с заделанными в ее концы металлическими наконечниками. Один из наконечников снабжен резьбой Бриггса, другой выполнен под паркеровское соединение.

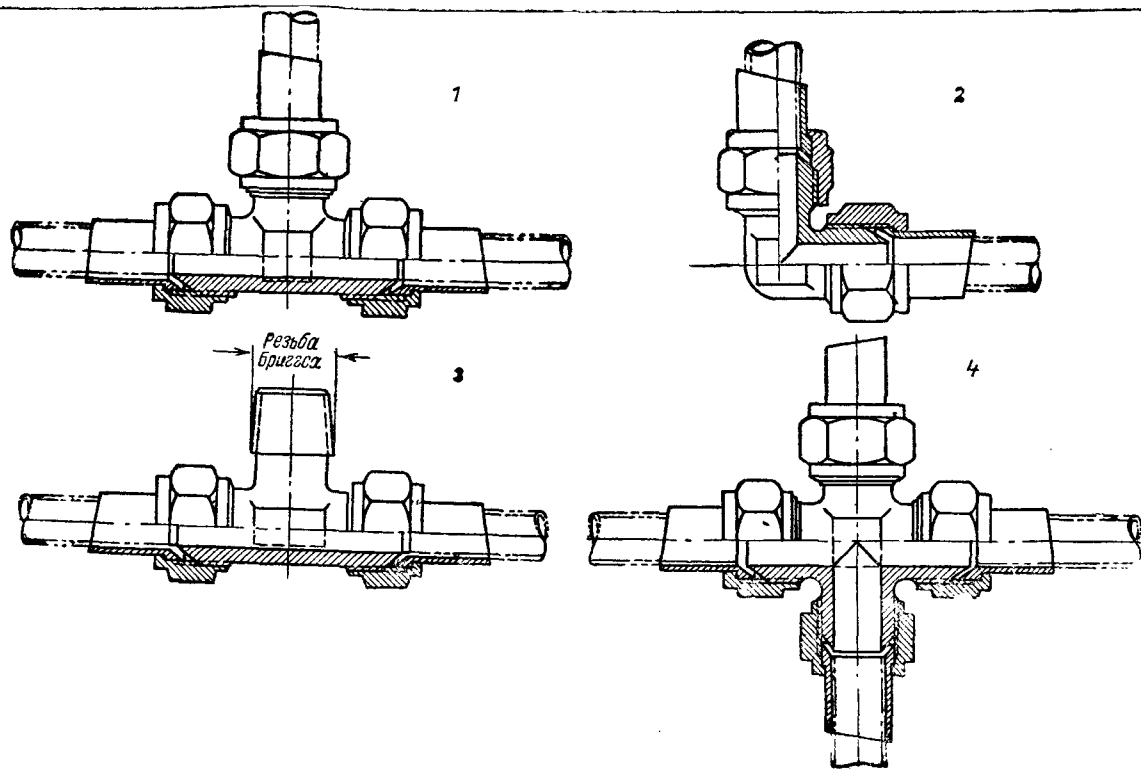


Фиг. 37. Соединение трубопроводов:

а — соединение типа АМ, б — соединение дюритом, в — соединение типа Паркер.



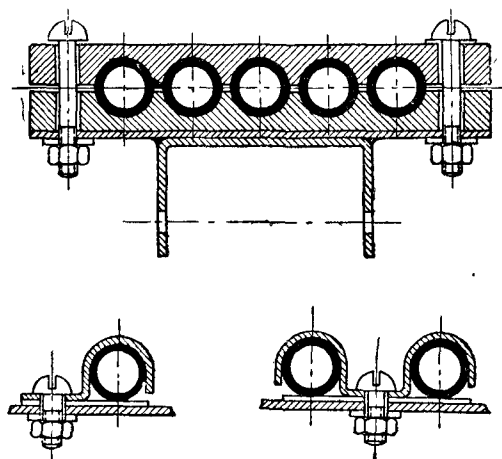
Фиг. 38. Соединение трубопроводов в месте прохода через противопожарную перегородку.



Фиг. 39. Соединения трубопроводов в местах разветвлений (переходные соединения):

1—тройник, 2—угольник, 3—ввертной тройник, 4—крестовина.

На стыках разъемных частей самолета трубопроводы соединяются специальными муфтами или дюритовыми трубками с хомутами (фиг. 37). В местах прохода трубопроводов через различные перегородки устанавливают специальные переходные



Фиг. 40. Крепление трубопроводов к самолету.

штуцеры (фиг. 38). В местах разветвлений трубопровода устанавливают *тройники*, а иногда и *коллекторы* (фиг. 39).

Трубопроводы крепят к самолету скобками с резиновыми прскладками. Скобки устанавливаются через каждые 400—500 мм. На фиг. 40 показаны образцы крепления трубопровода, допускающие легкий демонтаж.



## ГЛАВА ТРЕТЬЯ

### МАНОМЕТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

#### § 9. Элементы манометрических приборов

Измерение давления. Давлением газа (жидкости) называется сила, с которой газ (жидкость) давит на единицу поверхности. Сила давления направлена перпендикулярно поверхности, на которую она действует.

За единицу давления в технике принята *техническая атмосфера* (1 ат), равная 1 кг/см<sup>2</sup>.

Давление измеряют приборами, называемыми *манометрами*. Простейшим манометром является стеклянная U-образная трубка, наполненная жидкостью. Если соединить один конец такой трубки с баллоном, в котором находится газ под некоторым давлением, а другой конец оставить открытым, то жидкость в трубке будет перемещаться до тех пор, пока сила ее противодействия не уравнивает давления газа в баллоне (фиг. 41).

Сила противодействия жидкости складывается из веса столба жидкости, высота которого равна  $h$ , и из давления воздуха на открытый конец трубки.

Для положения равновесия можно написать

$$p = p_0 + \Delta p,$$

где  $p$  — абсолютное давление газа в баллоне;

$p_0$  — давление воздуха;

$\Delta p$  — давление столба жидкости высотой  $h$ .

Давление столба жидкости равно его весу, отнесенному к площади его сечения:

$$\Delta p = \frac{h s \gamma}{s} = h \gamma \text{ кг/см}^2,$$

где  $h$  — разность уровней жидкости, см;

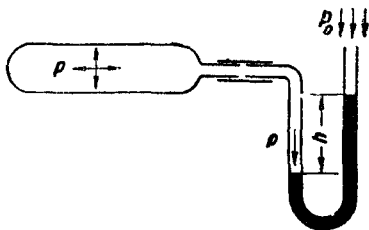
$s$  — сечение столба жидкости, см<sup>2</sup>;

$\gamma$  — удельный вес жидкости, кг/см<sup>3</sup>.

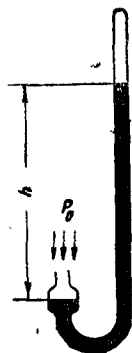
Измеряя разность уровней жидкости в U-образной трубке, можно по данной формуле подсчитать величину  $\Delta p$ .

Таким образом U-образный манометр измеряет не абсолютное давление газа в баллоне, а разность между абсолютным давлением газа и давлением окружающего воздуха. Такой манометр называется *дифференциальным*, а измеряемое им давление — *относительным* или *избыточным давлением*.

Дифференциальные U-образные манометры широко применяются в лабораторной практике. В качестве заполняющей жидкости служат ртуть, вода и спирт; соответственно этому манометр называется ртутным, водяным или спиртовым.



Фиг. 41. U-образный манометр.



Фиг. 42. Ртутный барометр.

Для того чтобы можно было измерить U-образной трубкой абсолютное давление газа, давление воздуха на свободный конец трубки должно равняться нулю. Для достижения этого один конец стеклянной трубки запаивают и удаляют из него воздух. Такой прибор называется *барометром* (фиг. 42). Им можно измерять *абсолютное давление* газа, а также атмосферное давление.

Атмосферное давление является величиной непостоянной. За нормальное атмосферное давление принято среднее давление воздуха на уровне моря. Считают нормальным атмосферное давление, уравнивающее ртутный столб высотой 760 мм при плотности ртути  $13,5951 \text{ г/см}^3$  \* и ускорении силы тяжести  $980,665 \text{ см/сек}^2$ . Это давление применяется в качестве единицы измерения наряду с технической атмосферой и называется *физической атмосферой*. Одна физическая атмосфера равна  $1,03323 \text{ ат}$ , или  $1,03323 \text{ кг/см}^2$ .

Величину абсолютного и относительного давления часто выражают не в технических или физических атмосферах, а в миллиметрах ртутного столба или в миллиметрах водяного столба.

В табл. 4 приведены соотношения различных единиц давления.

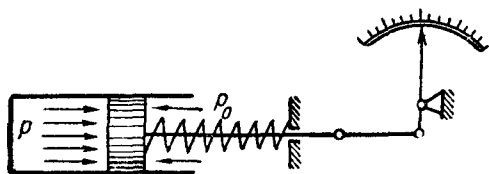
\* Такую плотность ртути имеет при  $0^\circ \text{C}$ .

Таблица 4

Соотношения различных единиц давления<sup>1</sup>

Единицы давления	ат (кг/см <sup>2</sup> )	бар.	физ. атм.	мм рт. ст.	мм вод. ст.	англ. фунт/кв. дюйм
кг/см <sup>2</sup>	1,0000	0,9806	0,9678	735,56	10 000	14,223
бар.	1,0197	1,0000	0,9869	750,06	10 197	14,504
физ. атм.	1,0333	1,0132	1,0000	760,00	10 333	14,696
мм рт. ст.	0,00136	0,00133	0,00131	1,0000	13,5951	0,01931
мм вод. ст.	0,0001	0,000098	0,0000968	0,07356	1,0000	0,000142
англ. фунт/кв. дюйм	0,0703	0,0689	0,0680	51,715	703	1,0000

U-образные манометры неприменимы для измерения давлений на самолете вследствие больших габаритов, замерзания жидкости при низких температурах и ошибок, возникающих при наклонах.



Фиг. 43. Схема чувствительного элемента.

Для измерения давлений на самолете применяются металлические манометры и барометры (анероиды). В этих приборах величину измеряемого давления указывает стрелка, перемещающаяся по шкале.

Чувствительный элемент. Измеряемое

давление в металлических манометрах и барометрах воспринимается так называемым чувствительным элементом. Для пояснения роли чувствительного элемента изобразим его схематически в виде поршня и пружины (фиг. 43). Поршень закрывает камеру; относительное давление в камере измеряется. Под действием силы давления поршень перемещается пропорционально относительному давлению внутри камеры, т. е. разности давлений, действующих на поршень слева и справа.

<sup>1</sup> При измерении давления ртутными и водяными манометрами высота столба жидкости зависит от ее плотности, которая в свою очередь зависит от температуры. В табл. 4 принято, что ртуть и вода имеют стандартную плотность, которая у ртути равна 13,5951 г/см<sup>3</sup>; стандартная плотность воды равна 0,999973 г/см<sup>3</sup> (при 4° С).

Действительно, если давление внутри камеры равно  $p$ , а давление воздуха снаружи равно  $p_0$ , то на каждый квадратный сантиметр площади поршня действует сила, равная

$$F = \Delta p \cdot S = (p - p_0) S \text{ кг},$$

где  $S$  — площадь поршня,  $\text{см}^2$ .

Сила пружины, противодействующая силе давления, пропорциональна прогибу пружины, т. е. перемещению поршня:

$$F_{\text{пр}} = C\delta,$$

где  $F_{\text{пр}}$  — сила пружины,  $\text{кг}$ ;

$C$  — жесткость пружины,  $\text{кг/мм}$  (сила на 1 мм хода);

$\delta$  — прогиб пружины,  $\text{мм}$ .

Равновесие наступает, когда давление на поршень уравновешивается силой пружины

$$F = F_{\text{пр}}$$

или

$$(p - p_0) S = C\delta,$$

откуда

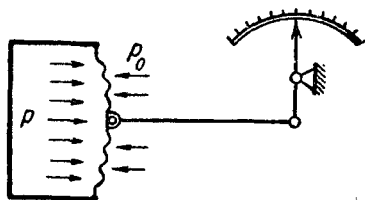
$$\delta = \frac{S}{C} (p - p_0).$$

Из этой формулы можно сделать следующие выводы. Перемещение чувствительного элемента, состоящего из поршня и пружины, пропорционально измеряемой разности давлений; это перемещение увеличивается с увеличением площади поршня и уменьшается с увеличением жесткости пружины.

Однако чувствительный элемент такой схемы имеет следующие недостатки. Невозможно получить абсолютную герметичность между поршнем и цилиндром; наличие сил трения между поршнем и цилиндром вносит ошибки в измерения.

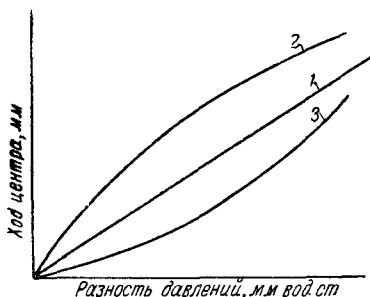
В авиационных приборах для измерения давления применяются следующие типы чувствительных элементов: коробка Види, сильфон, anerоидная коробка, трубка Бурдона.

Основной частью коробки Види является мембрана или диафрагма (фиг. 44), представляющая собой упругую пластинку, герметически закрывающую камеру, в которой измеряется давление. Под действием сил давления пластинка прогибается, причем перемещение центра пластинки находится в определен-

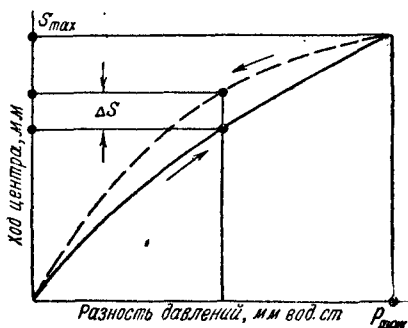


Фиг. 44. Гофрированная мембрана.

ной зависимости от величины давления. Если давление не превышает определенной величины, то после прекращения его действия пластинка вернется в первоначальное положение. Чем больше площадь пластинки и чем она тоньше, тем больше ее прогиб под действием силы давления. Для увеличения прогиба мембраны поверхность ее делается гофрированной в виде концентрических волн.



Фиг. 45. Характеристика мембран коробок Види:  
1—прямолинейная, 2—затухающая,  
3—возрастающая.



Фиг. 46. Петля гистерезиса мембраны.

Зависимость прогиба центра мембраны от разности давлений называется *характеристикой мембраны*. Характеристика мембраны зависит от формы и числа гофров и может быть *прямолинейной, затухающей или возрастающей* (фиг. 45).

Если измерять прогиб мембраны сначала при повышении разности давлений до некоторой величины, а затем при понижении разности давлений до нуля, то полученные характеристики не совпадают, а образуют на графике замкнутую петлю (фиг. 46).

Разность  $\Delta S$  между прогибами мембраны, измеренными при повышении и понижении давления, называется *гистерезисом*. Максимальный гистерезис обычно имеет место в средней части характеристики мембраны.

Максимальный гистерезис мембраны выражается в процентах от наибольшего прогиба мембраны:

$$\epsilon_{\text{гист}} = \frac{\Delta S_{\text{max}}}{S_{\text{max}}} 100\%,$$

где  $\Delta S_{\text{max}}$  — максимальный гистерезис, мм;  
 $S_{\text{max}}$  — максимальный прогиб, мм.

Мембраны авиационных приборов имеют максимальный гистерезис от 0,3 до 2% в зависимости от класса точности прибора.

Кроме силы давления и упругости мембраны, в механизме прибора действуют силы трения, противодействующие передвижениям стрелки. Эти силы являются причиной отставания показаний прибора от действительного изменения давления.

При расчете ошибок прибора, вызываемых трением, определяют величину давления на мембрану, необходимого для преодоления сил трения. Для этого нужно знать зависимость между давлением на мембрану и силой, которую мембрана развивает на своем центре.

Если в камере имеется избыток давления, то на каждый квадратный сантиметр мембраны действует сила, равная

$$\Delta p = p - p_0.$$

Силы давления в камере, в отличие от сосредоточенной силы, распределены по всей поверхности мембраны.

Для определения равнодействующей сил давления, приложенной в центре мембраны, вводится понятие *эффективной площади мембраны*. Эффективная площадь мембраны равна площади такого поршня, который под действием разности давлений развивает ту же силу, что и мембрана на своем центре.

Если площадь мембраны равна  $S$ , то ее эффективная площадь равна

$$S_0 = kS,$$

где  $k$  — коэффициент эффективности, зависящий от площади жесткого центра мембраны и формы ее гофров.

Таким образом сила, действующая в центре мембраны, равна

$$F = \Delta p S_0 = (p - p_0) S_0 = k(p - p_0) S.$$

Эта зависимость позволяет легко определить ошибки прибора, вызванные трением.

Приравнивая силу, действующую в центре мембраны, силе трения, получим величину избыточного давления, необходимого для преодоления трения в механизме.

$$F = \Delta p S_0 = f_{\text{тр}},$$

где  $f_{\text{тр}}$  — сила трения, приведенная к центру мембраны, кг.

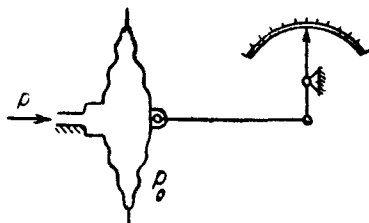
Отсюда

$$\Delta p = \frac{f_{\text{тр}}}{S_0} \text{ кг/см}^2.$$

Погрешность приборов, вызванную трением, часто выражают в процентах от максимального избыточного давления

$$\xi_{\text{тр}} = \frac{\Delta p}{\Delta p_{\text{max}}} 100\% = \frac{f_{\text{тр}}}{S_0(\Delta p)_{\text{max}}} 100\%.$$

*Коробка Види* представляет собой полую коробку, спаянную из двух гофрированных мембран (фиг. 47). Центр одной мембраны неподвижен и скреплен со штуцером, соединенным с областью, в которой измеряется давление. Центр другой мембраны связан с механизмом,двигающим стрелку. При наличии разности давлений внутри и снаружи коробки Види обе мембраны прогибаются в разные стороны и центры их расходятся или сходятся. Так как один центр закреплен неподвижно

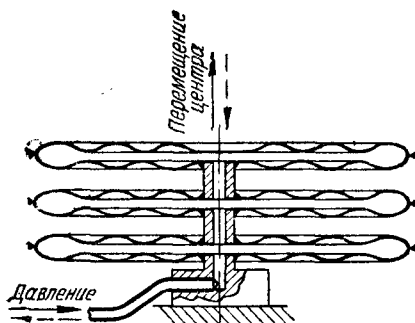


Фиг. 47. Коробка Види.

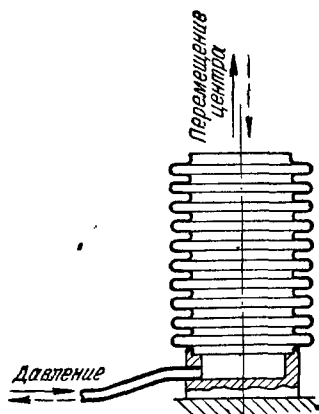
но, то перемещение другого центра равно сумме прогибов обеих мембран.

Характеристику коробки Види можно получить, складывая характеристики обеих ее мембран.

Приборы с коробкой Види являются *дифференциальными манометрами*, так как они измеряют не абсолютное, а относительное давление. К числу приборов с коробкой Види относятся указатели скорости, вариометры, гидростатические бензинометры и др.



Фиг. 48. Батарея коробок.



Фиг. 49. Сиффон.

В некоторых приборах для увеличения хода центра коробки увеличивают число спаянных мембран. Тройная коробка, составленная из шести мембран, изображена на фиг. 48. Ход тройной коробки равен утроенному ходу одинарной коробки.

Другим видом чувствительного элемента является *сиффон* (фиг. 49), который представляет собой круглую металлическую «гармошку», изготовленную из цельнотянутой трубки, имеющей дно.

Открытая сторона сиффона впаивается в неподвижное основание, через которое внутри сиффона создают давление или разрежение.

Под действием разности давлений сиффон растягивается или сжимается до тех пор, пока силы упругости не уравновесят сил давления. Перемещение дна сиффона пропорционально разности давлений и обратно пропорционально его жесткости.

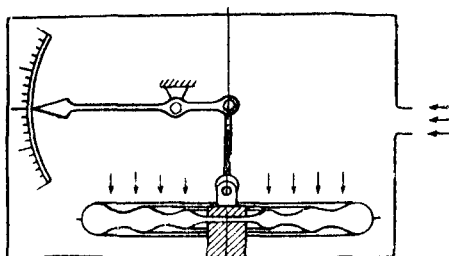
Преимуществом сиффона перед коробкой Види является его большая эффективная площадь и возможность получения большого хода.

Эффективная площадь сиффона равна

$$S_{\text{эф}} = \frac{\pi}{8} (D^2 + d^2),$$

где  $D$  — наружный диаметр сиффона;  
 $d$  — внутренний диаметр сиффона.

Недостатком сиффона является большой гистерезис его (5—6%). Поэтому чаще всего сиффон применяют в качестве разделителя давления в гидравлических системах, например, в приемнике манометра масла.



Фиг. 50. Анероидная коробка.

Для измерений сиффон применяется в сочетании с пружиной, жесткость которой в 5—6 раз превышает жесткость сиффона, благодаря чему гистерезис системы снижается до 1%. Примерами применения сиффона с пружиной являются различные регуляторы давления.

*Анероидная коробка* представляет собой герметически запаянную коробку Види, из которой выкачан воздух<sup>1</sup> (фиг. 50).

При помощи анероидной коробки можно измерять абсолютное давление воздуха или газа, окружающего коробку. Для этого коробку помещают внутрь камеры, в которой требуется измерить давление. Под влиянием давления в камере анероидная коробка прогибается до тех пор, пока упругость мембран не уравнивает внешнего давления. Центр одной мембраны закреплен неподвижно, центр другой соединен с механизмом, перемещающим стрелку.

Так же, как и коробка Види, анероидная коробка может быть изготовлена в виде батарей. При этом полости отдельных коробок могут либо сообщаться одна с другой, либо быть изолированными. Анероидные коробки применяются в высотоме-

<sup>1</sup> Давление воздуха внутри анероидной коробки близко к нулю; на практике удается выкачать воздух из коробки до 0,15—0,2 мм рт. ст.

рах, мановакуумметрах, регуляторах наддува. В двухстрелочном высотомере применяется двойная anerоидная коробка.

Если выкачать воздух из сиффона и герметически запаковать его, можно получить anerоид. Сиффонные anerоиды в сочетании с пружиной применяются в некоторых приборах и автоматах, измеряющих или регулирующих абсолютное давление.

*Трубка Бурдона* представляет собой изогнутую металлическую трубку эллиптического сечения (фиг. 51). Один конец трубки укреплен неподвижно и сообщается с областью, в которой измеряется давление. Свободный конец трубки запаян и соединен с механизмом, передвигающим стрелку. При наличии избыточного давления внутри трубки возникают силы, разгибающие трубку до тех пор, пока эти силы не уравниваются упругостью трубки; при этом свободный конец трубки перемещается и передвигает стрелку.

Угловое перемещение свободного конца трубки относительно центра изгиба трубки пропорционально разности давлений внутри и снаружи трубки:

$$\psi = C (p - p_0),$$

где  $\psi$  — угловое перемещение свободного конца трубки в градусах;

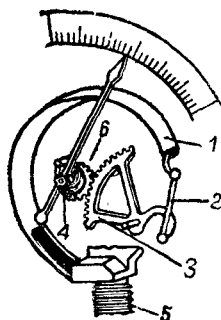
$p$  — давление внутри трубки,  $\text{кг/см}^2$ ;

$p_0$  — давление снаружи трубки,  $\text{кг/см}^2$ ;

$C$  — коэффициент, зависящий от размеров, формы сечения и материала трубки.

Приборы с трубкой Бурдона являются дифференциальными манометрами. Трубка Бурдона применяется в качестве чувствительного элемента в манометрах бензина и масла и в жидкостных термометрах.

**Передающий механизм.** Основное назначение передаточного механизма — преобразовать небольшие перемещения упругого элемента в достаточно заметные перемещения указывающей стрелки. Необходимость такого увеличения перемещения вызывается тем, что упругий элемент (коробка Види, anerоидная коробка или трубка Бурдона) имеет незначительные перемещения даже при максимальном изменении измеряемой величины. Отсчитать такие показания прибора без увеличения невозможно.

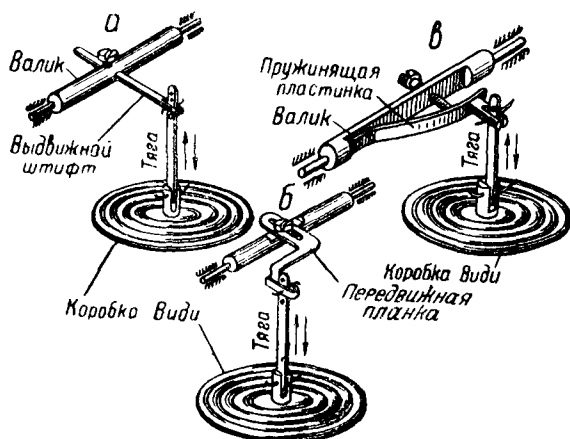


Фиг. 51. Механизм прибора с трубкой Бурдона:

1—трубка Бурдона, 2—тяга, 3—сектор, 4—волосок, 5—штуцер, 6—трибка.

Перемещение упругого элемента является движением поступательным, стрелка же во всех приборах имеет вращательное движение вокруг своей оси. Поэтому передаточный механизм устроен так, что он преобразует поступательное движение во вращательное.

Наконец передаточный механизм имеет еще одно назначение: он допускает регулирование показаний прибора, благода-



Фиг. 52. Шарнирная передача (способы регулирования плеча):

а—передвижение штифта, б—передвижение планки, в—прогиб пружинящей пластинки.

ря чему в приборах можно применять стандартные шкалы с заранее нанесенными делениями.

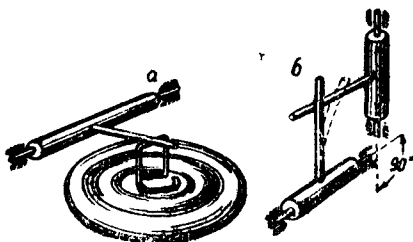
В зависимости от типа упругого элемента и от конструкции прибора передаточный механизм может состоять из любого числа отдельных передач, соединенных последовательно одна с другой. Например, в приборах с трубкой Бурдона, дающей наибольшее перемещение, достаточно иметь передаточный механизм из двух ступеней. Коробка Види имеет меньшее перемещение, поэтому в приборах, оснащенных такой коробкой, применяют от двух до трех ступеней, а если прибор двухстрелочный — четыре и даже пять ступеней.

Наиболее часто используют в приборах следующие типы передач: 1) шарнирную, 2) поводковую и 3) зубчатую. Передаточные механизмы состоят из комбинаций этих передач.

**Шарнирная передача** (фиг. 52). Центр коробки Види перемещает шарнирно связанную с ним тягу. Другим концом тяга поворачивает кривошип с валиком. Шарнирную передачу применяют главным образом в первой ступени механизма для пре-

образования поступательного движения упругого элемента во вращательное.

Передающее число регулируют, изменяя длину плеча кривошипа. На фиг. 52,а кривошип выполнен в виде выдвинутого штифта, проходящего сквозь валик и закрепленного винтом. На фиг. 52,б кривошип представляет собой передвижную планку, наложенную на валик и также закрепленную винтом. На фиг. 52,в кривошипом служит пружинящая пластинка, закрепленная одним концом на валике. Изменение плеча в этом случае достигается при помощи регулировочного винта, прогибающего пластинку. Существуют и другие конструкции кривошипов.



Фиг. 53. Поводковая передача.

Поводковую передачу применяют либо в первой ступени механизма для преобразования поступательного движения во вращательное (фиг. 53,а), либо в промежуточной ступени для передачи вращения из одной плоскости в другую (фиг. 53,б).

В первом случае к коробке Види припаяно ушко, которое поворачивает валик посредством поводка, скрепленного с валиком. Постоянное соприкосновение поводка с ушком обеспечивается специальной спиральной пружиной (волоском), расположенной обычно на последней ступени механизма.

Во втором случае два взаимно перпендикулярных валика имеют соприкасающиеся поводки. Поворот одного валика вызывает поворот другого (передаточное число можно регулировать изгибанием одного из поводков). Постоянное соприкосновение поводков здесь также обеспечивается волоском.

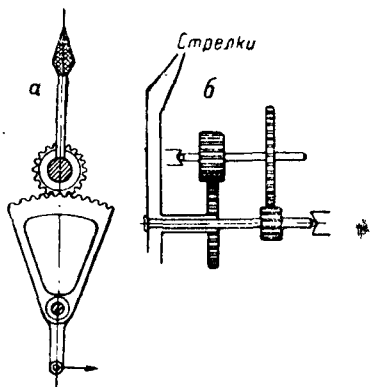
Зубчатую передачу применяют главным образом в качестве последней ступени передаточного механизма манометрических приборов. Ведомое колесо с небольшим числом зубьев называется *трибкой* и помещается на выходной оси механизма, связанной со стрелкой (фиг. 54,а). Ведущее колесо с большим числом зубьев называется *сектором*, так как оно делается в виде неполной окружности для уменьшения габаритов.

В двухстрелочных приборах сектор и трибку используют как промежуточную передачу, а выход на две стрелки осуществляют при помощи *перебора*, составленного из четырех шестерен с полным числом зубьев (фиг. 54,б).

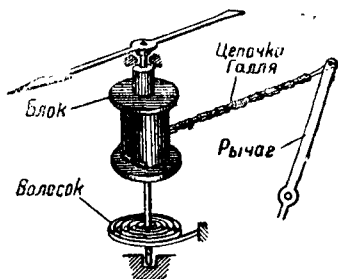
В передаточных механизмах некоторых приборов ранее применяли *цепную передачу* (фиг. 55). Здесь конец промежуточ-

ного рычага при своем перемещении тянет цепочку Галля (шаг звена 0,5—2 мм). Другой конец цепочки намотан на блок, помещенный на выходной оси механизма. Постоянный натяг цепочки обеспечивается волоском.

*Волосок* представляет собой тонкую спиральную пружину с большим числом витков (см. фиг. 55). Внутренний конец этой пружины скреплен с осью, а внешний закручен на один-два оборота и закреплен неподвижно. В поводковой и цепной



Фиг. 54. Зубчатая передача:  
а—сектор с трибкой, б—перебор.



Фиг. 55. Цепная передача.

передачах волосок является необходимым звеном. Он служит также для выбора люфтов в механизме остальных видов передач. Люфты имеются в любой передаче — шарнирной, зубчатой и цепной. Для того чтобы показания стрелки прибора были определенными, все детали передаточного механизма должны соприкасаться все время одной стороной. Волосок применяется во всех манометрических приборах; обычно его помещают на последней оси механизма, связанной со стрелкой. В двухстрелочных приборах волосок укреплен на промежуточной оси трибки.

В любом положении механизма волосок создает момент, направленный в одну сторону, благодаря чему выбираются все люфты в передачах.

Принципы регулирования передаточного механизма. Кинематическая схема наиболее употребительного вида передаточного механизма (фиг. 56) состоит из двух ступеней передач — шарнирной и зубчатой. Перемещение центра коробки Види или анероида передается через шарнирную тягу зубчатому сектору, сцепленному с трибкой. Поворот

сектора вызывает вращение трибки вместе со связанной с ней стрелкой.

Передаточным числом механизма обычно называют отношение скорости движения конца стрелки к скорости перемещения чувствительного элемента.

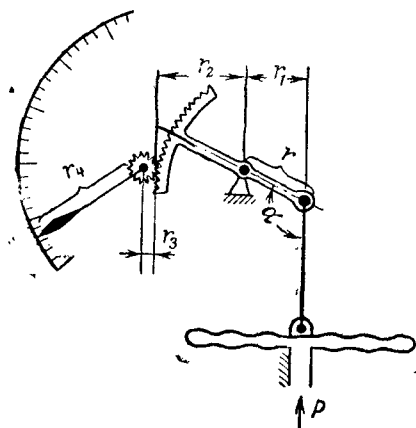
У механизма, показанного на фиг. 56, передаточное число равно

$$i = \frac{r_2 r_4}{r_1 r_3} = \frac{z_c}{z_t} \frac{r_4}{r \sin \alpha},$$

где  $r_2, r_4$  — ведущие плечи механизма;

$r_1, r_3$  — ведомые плечи механизма ( $r_1 = r \sin \alpha$ );

$z_c, z_t$  — полные числа зубьев сектора и трибки.



Фиг. 56. Кинематическая схема передаточного механизма.

Из приведенного соотношения можно сделать следующие выводы. Передаточное число тем больше, чем больше ведущее плечо механизма и чем меньше ведомое. При движении центра чувствительного элемента пере-

даточное число не остается постоянным, а изменяется, так как изменяется угол  $\alpha$  между тягой и ведомым плечом сектора.

Если  $\alpha = 90^\circ$ , то  $\sin \alpha = 1$  и, следовательно,  $i = \min$ ; если  $\alpha$  близко к нулю или  $180^\circ$ , то  $\sin \alpha$  стремится к нулю и, следовательно,  $i = \max$ .

На фиг. 57 показана зависимость передаточного числа от величины угла  $\alpha$ . Величина, на которую изменяется угол  $\alpha$  при возрастании давления от нуля до максимума, равна углу поворота зубчатого сектора и определяется из соотношения

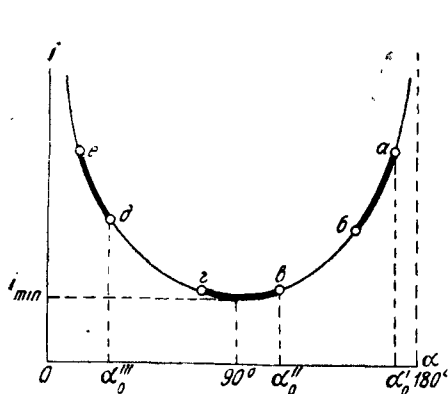
$$\Delta \alpha = \varphi \frac{z_t}{z_c},$$

где  $\varphi$  — максимальный угол шкалы прибора.

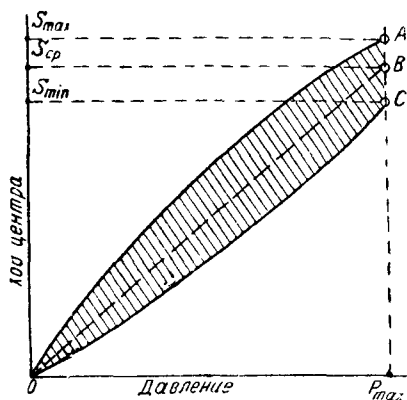
В существующих приборах  $\Delta \alpha$  невелико ( $10$ — $20^\circ$ ); его величина для каждого типа приборов остается неизменной, так как величины  $\varphi$ ,  $z_t$  и  $z_c$  постоянны. Начальный же угол  $\alpha_0$ , при котором стрелка прибора находится на нуле, может быть выбран различным (см. фиг. 56). Величина угла  $\alpha_0$  влияет на характеристику шкалы прибора.

Кроме того, характеристика шкалы зависит от направления движения тяги. Если при увеличении измеряемого давления чувствительный элемент «толкает» тягу, то угол  $\alpha$  уменьшается с увеличением показаний прибора; если же чувствительный элемент «тянет» тягу, то угол  $\alpha$  увеличивается.

Определим характеристику шкалы прибора с механизмом, показанным на фиг. 56, исходя из предположения, что ход коробки пропорционален давлению, причем коробка «толкает» тя-



Фиг. 57. Зависимость передаточного числа от угла между тягой и ведомым плечом.



Фиг. 58. Разброс характеристик чувствительных элементов.

гу. Для начального угла  $\alpha'_0$ , близкого к  $180^\circ$  (участок кривой  $ab$ , фиг. 57), передаточное число с возрастанием давления уменьшается и, следовательно, скорость движения стрелки к концу шкалы также уменьшается. Такой прибор будет иметь «затухающую» шкалу, — деления к концу шкалы будут сжаты. Если начальный угол  $\alpha''_0$  близок к прямому (участок кривой  $bc$ ), то передаточное число остается приблизительно постоянным. При начальном угле  $\alpha'''_0$ , близком к нулю (участок кривой  $de$ ), передаточное число увеличивается и шкала прибора возрастает, — деления к концу шкалы растягиваются.

При изготовлении чувствительных элементов на практике не удается получить идеального совпадения характеристик однотипных элементов. Если нанести на общий график (фиг. 58) характеристики большого числа чувствительных элементов какого-нибудь типа, то они расположатся внутри некоторой зоны (заштрихованной на фиг. 58). Огибающие кривые этой зоны  $OA$  и  $OC$  являются предельными характеристиками чувствительного элемента данного типа, обусловленными допусками технических условий. При этом характеристики отдельных элементов

могут отличаться не только по максимальному прогибу ( $S_{\min}$  и  $S_{\max}$ ), но и по степени неравномерности: затухающая характеристика  $OA$ , равномерная  $OB$  и возрастающая  $OC$ .

Разброс характеристик неизбежен при серийном выпуске приборов. Отсюда вытекает необходимость регулирования передаточного механизма при наличии стандартной шкалы с заранее нанесенными делениями. В большинстве случаев стандартные шкалы делают равномерными, т. е. с равными расстояниями между делениями.

Основной целью регулирования является сведение к минимуму шкаловых ошибок прибора, т. е. разности между действительным значением измеряемой величины и отсчетом по шкале прибора. В общем случае регулирование механизма достигается тремя способами: смещением стрелки на оси, изменением ведомого плеча  $r$  и различной установкой начального угла  $\alpha_0$ .

Смещение стрелки применяется в том случае, когда шкаловые ошибки имеют один знак и приблизительно одинаковую угловую величину по всей шкале.

Недостаточно большой ход чувствительного элемента компенсируют увеличением передаточного числа; для этого уменьшают ведущее плечо  $r$ . При увеличенном ходе чувствительного элемента уменьшают передаточное число; для этого увеличивают плечо  $r$ .

В тех случаях когда шкала прибора равномерна, а характеристика чувствительного элемента прямолинейна, начальный угол  $\alpha_0$  должен быть близким к прямому, с тем чтобы передаточное число оставалось постоянным. Если же чувствительный элемент имеет затухающую характеристику, т. е. прирост его хода на единицу изменения давления уменьшается, то для получения равномерной шкалы начальный угол берут острым, что приводит к увеличению передаточного числа к концу шкалы. И, наконец, при возрастающей характеристике чувствительного элемента угол берут тупым, что уменьшает передаточное число к концу шкалы.

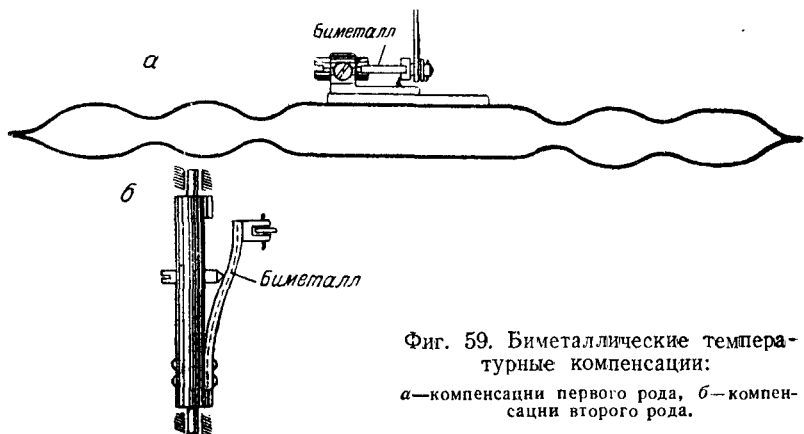
Следует заметить, что при изменении начального угла от прямого к острому или тупому увеличивается общий ход стрелки, так как увеличивается среднее значение передаточного числа (за счет уменьшения значения  $\sin \alpha$  в формуле передаточного числа). Это компенсируют увеличением плеча  $r$ .

Все изложенное выше о влиянии начального угла  $\alpha_0$  на характер шкалы справедливо для случая, когда коробка «толкает» тягу при возрастании измеряемой величины. В противном случае установка острого или тупого угла оказывает обратное действие.

**Биметаллическая температурная компенсация.** Манометрические приборы регулируют при комнатной

температуре. Самолет может летать при температуре воздуха от  $-60$  до  $+50^{\circ}\text{C}$ . При высокой температуре упругость мембран уменьшается, при низкой — увеличивается. Вследствие этого при изменениях температуры возникают ошибки в показаниях приборов.

Для компенсации температурных ошибок в некоторых приборах применяются биметаллические пластинки, состоящие из двух сваренных полосок металлов с разными температурными



Фиг. 59. Биметаллические температурные компенсации:

*а* — компенсации первого рода, *б* — компенсации второго рода.

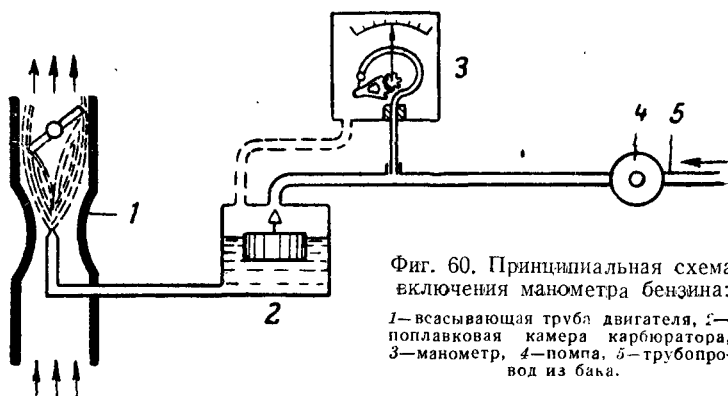
коэффициентами расширения. При повышении температуры одна полоска расширяется больше другой и пластинка выгибается в одну сторону, при понижении температуры пластинка выгибается в другую сторону. Биметаллические пластинки изготовляют из следующих металлов: инвар — латунь, сталь — инвар, инвар — томпак.

Известны температурные компенсации двух родов. Компенсация первого рода исправляет смещение стрелки от нулевой линии. Для этого биметаллическую пластинку включают между центром anerоидной коробки и тягой механизма (фиг. 59, *а*). При регулировании действия компенсатора на показания прибора поворачивают пластинку вокруг ее оси.

Компенсация второго рода исправляет ошибки прибора в остальной части шкалы. Для этого нужно вводить поправки в механизм на величину, пропорциональную ходу коробки от нулевой точки шкалы. Температурная компенсация второго рода выполняется в виде биметаллической пластинки, изменяющей плечо кривошипной передачи при изменении температуры (фиг. 59, *б*). Действие такой компенсации регулируют, подбирая толщину и длину биметаллической пластинки.

## § 10. Манометр бензина

**Назначение.** Качество горючей смеси, питающей авиационный двигатель, зависит от разности давлений в бензопроводе и в поплавковой камере карбюратора. Величина этой разности давлений измеряется *манометром бензина*. Таким образом манометр бензина контролирует условия работы карбюратора и предупреждает летчика о неисправностях в системе питания двигателя (засорение бензопровода, неисправность помпы и т. д.).



Фиг. 60. Принципиальная схема включения манометра бензина:

1—всасывающая труба двигателя, 2—поплавковая камера карбюратора, 3—манометр, 4—помпа, 5—трубопровод из бака.

**Принцип действия.** Манометр бензина работает по принципу дифференциального металлического манометра с трубкой Бурдона (см. фиг. 51). На фиг. 60 изображена элементарная схема питания горючим двигателя внутреннего сгорания и показана схема включения манометра бензина.

Манометр бензина включен в бензопровод перед входом в карбюратор. Для того чтобы манометр измерял нужную разность давлений, внешнее давление на трубку Бурдона должно равняться давлению в камере карбюратора. Для этого трубку Бурдона помещают в герметичный корпус, в котором поддерживается давление, равное давлению в камере.

На схеме фиг. 60 пунктиром изображен трубопровод, соединяющий корпус манометра с камерой карбюратора. Практически на существующих двигателях корпус манометра бензина соединяют не с камерой, а с таким местом системы питания, в котором давление равно давлению в камере.

Все современные авиационные двигатели снабжены нагнетателями, создающими наддув во всасывающей трубе двигателя. На тех двигателях, где нагнетатель установлен до карбюратора, давление в поплавковой камере равно давлению над-

дува. На таких двигателях корпус манометра бензина соединяют со всасывающей трубой двигателя.

Если нагнетатель включен после карбюратора, то давление в камере приблизительно равно статическому давлению окружающего воздуха. В этом случае корпус манометра соединяют с кабиной самолета, т. е. оставляют открытым.

**Конструкция.** Манометры бензина бывают двух типов: без приемника и с приемником. В манометре бензина без приемника (фиг. 61) трубка Бурдона сообщается с бензопроводом через штуцер в центре корпуса. Другой штуцер соединен со всасывающей трубой двигателя или открыт, в зависимости от способа включения нагнетателя.

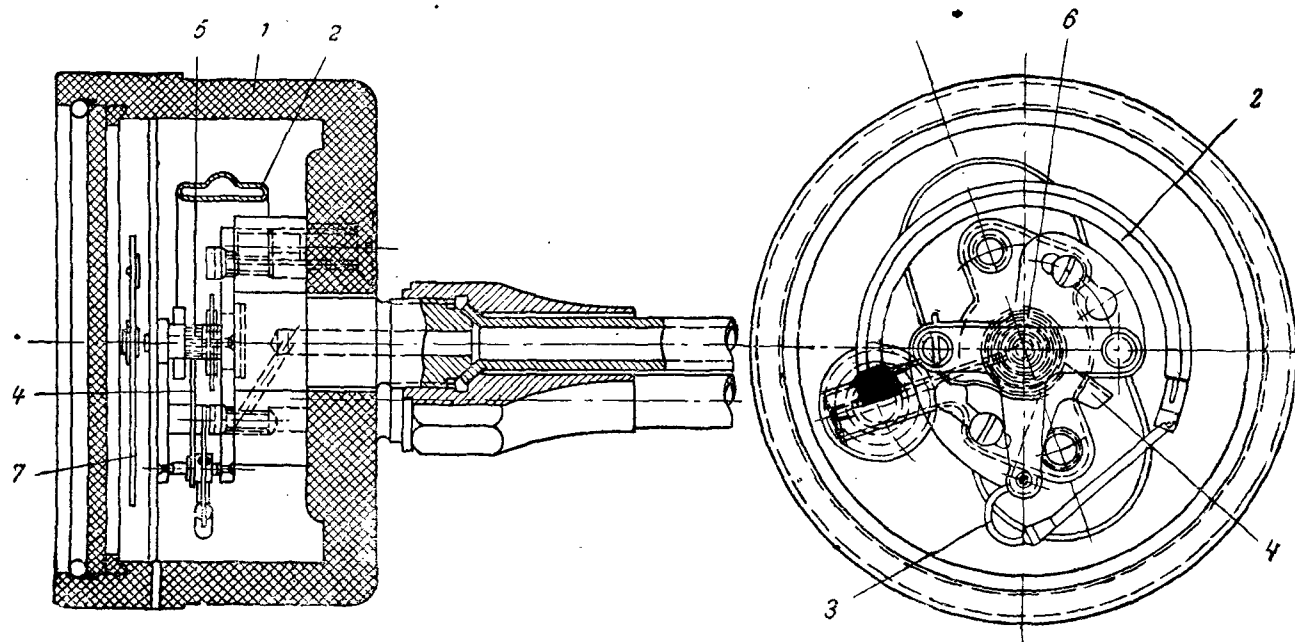
Под влиянием разности давлений трубка Бурдона разгибается и конец ее передвигает тягу, шарнирно связанную с зубчатым сектором. Сектор поворачивается и вращает сцепленную с ним трибку вместе с указывающей стрелкой.

Недостатком такой конструкции манометра бензина является необходимость подвода трубки с бензином к приборной доске самолета; при повреждениях этой трубки (например, из-за вибрации) возникает пожарная опасность.

Указанного недостатка не имеет манометр бензина с приемником. Его соединительная трубка, являющаяся неотъемлемой частью прибора, совершенно изолирована от бензопроводки двигателя. Давление бензина передается манометру посредством специального приемника, который крепится на двигателе и сообщается при помощи штуцера с бензосистемой двигателя. Давление воспринимается двойной мембранной коробкой, расположенной в корпусе приемника. Внутренняя полость коробки сообщается с капиллярной соединительной трубкой, другой конец которой соединен с мембранной коробкой указателя. Вся система герметична и заполнена толуолом, не замерзающим при низкой температуре. Изменения давления бензина передаются коробке указателя через коробку датчика и толуол.

Коробка датчика значительно менее жестка, чем коробка указателя. Благодаря этому силы давления бензина уравниваются в основном силой упругости коробки указателя, а коробка приемника играет лишь роль герметичной перегородки, разделяющей бензин и толуол.

Изменение температуры жидкости, заполняющей систему, вносит погрешность в показания манометра. При изменении температуры изменяется объем жидкости, что вызывает прогиб мембранных коробок приемника и указателя. При этом суммарная величина изменения объема коробок компенсирует изменение объема жидкости. Чем меньше общий объем жидкости, тем меньше температурная ошибка прибора, поэтому трубопровод **выполняют** в виде капилляра.



Фиг. 61. Конструкция манометра бензина без приемника:

1 - корпус, 2 - трубка Бурдона, 3 - поводок, 4 - сектор, 5 - трнбка, 6 - волосок,  
7 - стрелка.

Но, кроме того, температурная ошибка зависит также от соотношения упругостей мембранных коробок датчика и указателя. Действительно, для того чтобы система оставалась в равновесии, давление на жидкость со стороны коробки датчика должно уравнивать давление со стороны коробки указателя. Поэтому при расширении жидкости больший ход получает коробка, обладающая меньшей упругостью. Если бы коробка датчика была совершенно неупругой, то изменение объема жидкости полностью компенсировалось расширением этой коробки и температурная ошибка равнялась нулю.

Существуют манометры, у которых приемник снабжен неупругой разделительной мембраной, изготовленной из бензостойкой резины. Такая конструкция приемника позволяет применить нормальный соединительный трубопровод, не прибегая к капилляру, который менее удобен в эксплуатации из-за меньшей прочности.

Указатель манометра имеет двухступенчатый передаточный механизм от коробки к стрелке. Первая ступень передачи состоит из валика, поворачиваемого коробкой посредством припаянной к ней проволоочной серьги. Вторая ступень (зубчатая) состоит из сектора, вращающегося с валиком и поворачивающего зацепленную с ним трибку со стрелкой.

Соединительная трубка покрыта металлической оплеткой для предохранения от повреждений. Концы трубки усилены боуденовской оболочкой, закрепленной со стороны датчика в виде петли для предотвращения обламывания трубки при вибрации.

В зависимости от типа двигателя применяют следующие типы манометров.

а) для двигателей с поплавковым карбюратором — манометр бензина с пределами измерений  $0-1 \text{ кг/см}^2$ ;

б) для двигателей с беспоплавковым карбюратором — манометр бензина с пределами измерений  $0-3 \text{ кг/см}^2$ ;

в) для дизелей — манометр топлива с пределами измерений  $0-6 \text{ кг/см}^2$ .

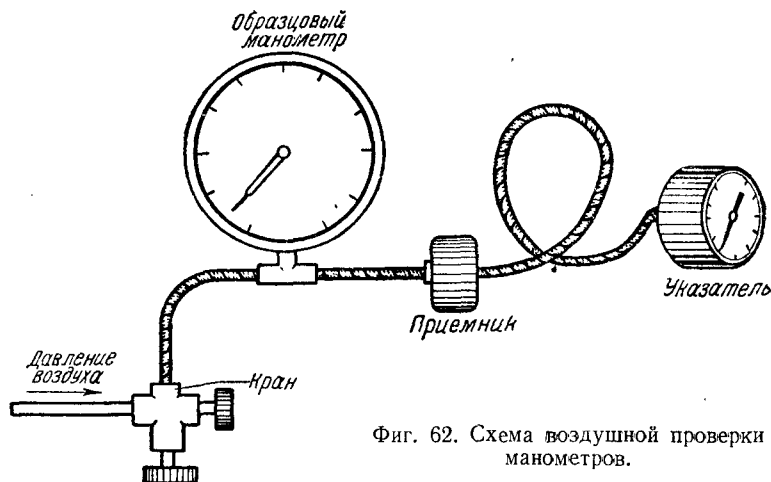
Манометр бензина устанавливают на доске летчика в группе моторных приборов. На каждый двигатель монтируют отдельный манометр. На больших самолетах манометры бензина выносятся на доску борттехника.

Манометр крепят на приборной доске при помощи стандартного крепежного кольца диаметром 60 мм. Штуцер, находящийся в центре корпуса (при отсутствии приемника), соединяется с трубкой, второй конец которой соединен со специальным штуцером на двигателе самолета. Другой штуцер соединяют с трубкой, ведущей к всасывающей трубе двигателя, или оставляют открытым, в зависимости от типа двигателя.

Лабораторная проверка. Допустимые погрешности манометров бензина равны 2,5 или 4% от пределов их измерений (в зависимости от класса точности прибора).

Для определения исправности манометров бензина в лаборатории определяют их погрешности путем сравнения их показаний с показаниями образцового (эталонного) манометра.

Схема проверки показана на фиг. 62.



Фиг. 62. Схема воздушной проверки манометров.

В системе при помощи игольчатого крана создают давление воздуха, которое сначала повышают, отсчитывая при этом показания эталонного и испытуемого приборов на оцифрованных точках шкалы. Затем, после 15-минутной выдержки на максимальном показании проверку ведут в обратном порядке, т. е. при уменьшении давления до нуля.

Разница между показаниями эталона и испытуемого прибора не должна превышать допустимой погрешности для приборов данного типа. Разница в показаниях испытуемого прибора при прямой и обратной проверке, называемая *вариацией*, также не должна превышать установленной величины.

При испытаниях манометров с пределами измерений до  $1 \text{ кг/см}^2$  в качестве эталона обычно берут ртутный манометр; испытания манометров с пределами измерений до  $3 \text{ кг/см}^2$  и до  $6 \text{ кг/см}^2$  можно вести также на прессе Рухгольца (см. ниже § 11, Лабораторная проверка манометра масла).

## § 11. Манометр масла

Назначение. Бесперебойность циркуляции масла зависит от разности давлений в масляной магистрали и в картере двигателя. Эта разность давлений измеряется манометром ма-

сла. Манометр масла контролирует бесперебойность смазки двигателя и предупреждает летчика о неисправностях в системе смазки.

**Конструкция.** Манометр масла, так же как и манометр бензина, работает по принципу дифференциального манометра с пружиной Бурдона (см. фиг. 51).

В отличие от манометра бензина корпус манометра масла делают негерметичным, так как разница между давлением окружающего прибор воздуха и давлением в картере ничтожна по сравнению с измеряемым давлением масла.

Диапазон показаний манометра масла от 0 до 15 кг/см<sup>2</sup>.

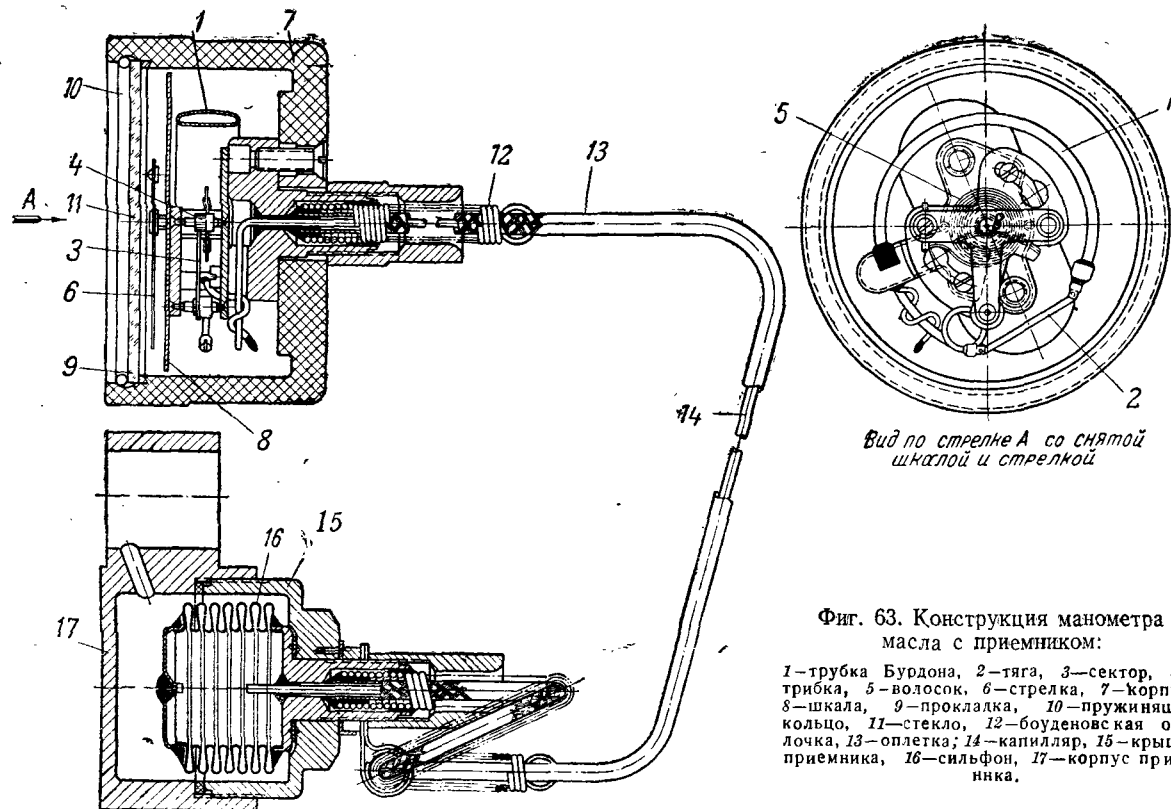
Указатель имеет такую же конструкцию, как и манометр бензина без приемника. В приборах старой конструкции масло подавалось непосредственно в трубку Бурдона трубопроводом, соединяющим прибор с масляной магистралью. Такой способ измерения имеет тот недостаток, что при низких температурах значительно увеличивается вязкость подаваемого масла, возникают большие запаздывания в показаниях манометра, а иногда прибор перестает работать. Во избежание этого зимой трубку заполняли специальной незамерзающей смесью глицерина со спиртом, что, однако, создавало неудобства в эксплуатации.

В настоящее время применяется манометр масла с приемником (фиг. 63), не имеющий указанного выше недостатка. Его соединительная трубка так же, как у манометра бензина, совершенно изолирована от масляной магистрали двигателя и заполнена толуолом, не замерзающим при низких температурах.

Давление масла воспринимается специальным приемником, который крепится в соответствующем месте масляной магистрали двигателя. Давление подается в корпус приемника и воспринимается сильфоном, внутренняя полость которого сообщается с соединительной трубкой и также заполнена толуолом. Измерения давления масла передаются через сильфон и толуол трубке Бурдона. Манометр и приемник спаяны с соединительной трубкой и разъединять их нельзя. Соединительная трубка покрыта металлической оплеткой для предохранения от повреждений.

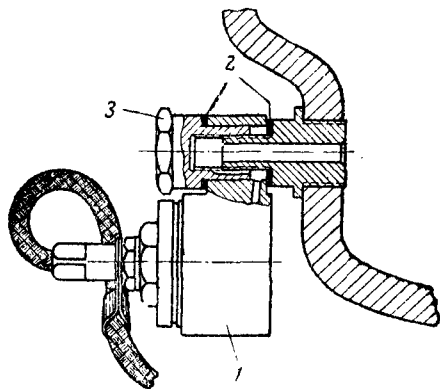
**Монтаж манометра масла** аналогичен монтажу манометра бензина с приемником. Приемник присоединяется к штуцеру масляной системы двигателя при помощи специальной гайки с двумя фибровыми прокладками (фиг. 64). Гайка затягивается торцевым ключом.

**Лабораторная проверка.** Метод лабораторной проверки манометров масла аналогичен проверке манометров бензина. Обычно при контроле манометров масла давление создают не воздухом, а маслом, при помощи пресса Рухгольца



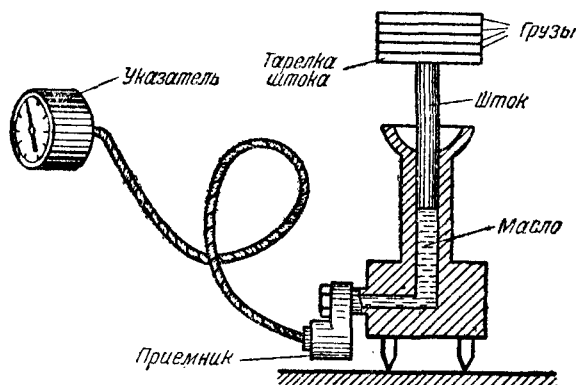
(фиг. 65). Этот способ дает возможность более точно установить необходимую величину давления в системе.

Принцип действия пресса Рухгольца заключается в том, что в замкнутом объеме, заполненном маслом, создают давление



Фиг. 64. Крепление приемника манометра масла:  
1—приемник, 2—фибровые прокладки, 3—специальная гайка.

посредством штока, нагруженного гириями. При этом давление в системе равно отношению веса грузов и штока к площади сечения штока. Для точного определения давления вес грузов



Фиг. 65. Принципиальная схема пресса Рухгольца.

и штока и его диаметр должны быть точно выверены; обычно берут шток сечением  $1 \text{ см}^2$  и набор грузов весом по 0,5 и 1 кг.

Для увеличения давления в системе добавляют грузы на тарелку штока; для уменьшения давления грузы постепенно снимают с тарелки.

При заводском регулировании манометров масла пользуются также и воздушной схемой. В этом случае проверка манометров масла ничем не отличается от проверки манометров бензина (см. фиг. 62).

## § 12. Паровой термометр

**Назначение.** При работе двигателя выделяется много тепла. Перегрев двигателя понижает предел упругости металла, вследствие чего детали деформируются.

Температуру нагрева двигателя с жидкостным охлаждением определяют косвенным образом, измеряя нагрев охлаждающей жидкости, так как жидкость непрерывно омывает стенки цилиндров двигателя и воспринимает его температуру. С увеличением нагрева двигателей температура смазывающего масла также повышается. Температуру масла и охлаждающей жидкости измеряют паровыми термометрами, которые контролируют степень нагрева двигателя и предупреждают о его перегреве летчика, а также контролируют качество смазки.

**Принцип действия и конструкция.** В основу работы паровых термометров положен метод измерения давления насыщенных паров низкокипящей жидкости. К низкокипящим жидкостям относят жидкости с температурой кипения от  $+31$  до  $-35^{\circ}\text{C}$ . Если такую жидкость поместить в замкнутый объем и подогреть до температуры ее кипения, то жидкость будет превращаться в пар. По мере увеличения количества пара будет увеличиваться давление в замкнутом объеме. При некоторой величине давления дальнейшее парообразование прекращается и наступает равновесие. Пространство над жидкостью, в которой не происходит дальнейшего испарения жидкости, называется *насыщенным*; самые пары также называются *насыщенными*. При дальнейшем повышении температуры испарение жидкости возобновляется до тех пор, пока пространство опять не насытится парами, но уже при более высоком давлении.

Давление насыщенных паров находится в определенной зависимости от температуры, т. е. каждому значению температуры соответствует определенное давление насыщенных паров. Это свойство насыщенных паров используется для измерения температуры.

Паровой термометр состоит из приемника, соединительного трубопровода и манометра. Приемник выполняется в виде замкнутого металлического баллона (фиг. 66), заполненного примерно наполовину низкокипящей жидкостью. Пространство над поверхностью жидкости сообщается при помощи трубопровода с внутренней полостью трубки Бурдона.

Приемник погружают в масло или охлаждающую жидкость, температуру которой нужно измерить.

При повышении измеряемой температуры давление насыщенных паров увеличивается, трубка Бурдона разгибается и передвигает стрелку, указывающую измеряемую температуру. По своей конструкции паровой термометр не отличается от манометров масла и бензина, за исключением добавочных винтов, регулирующих ход трубки Бурдона.

При понижении измеряемой температуры часть паров конденсируется, т. е. переходит в жидкость, и давление уменьшается, что вызывает обратное движение стрелки.

Однако свойства насыщенных паров ограничивают пределы измерения температуры. Если непрерывно нагревать жидкость в приемнике, то при достижении некоторой температуры исчезает мениск, т. е. поверхность раздела между жидкостью и паром, причем плотность их делается одинаковой. Это состояние называется *критическим* и ему соответствуют некоторая критическая температура и критическое давление, зависящие от рода жидкости.

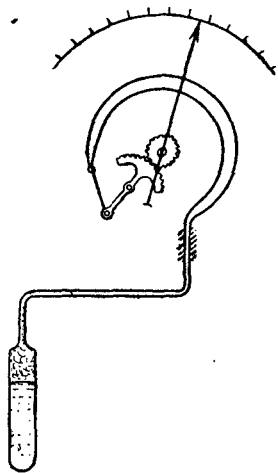
При температуре выше критической давление в приемнике резко возрастает и дальнейшее измерение температуры становится невозможным. Поэтому верхний предел измерения температуры ограничивается температурами, близкими к критической температуре жидкости приемника.

Для заполнения приемников, служащих для измерения температур от 0 до  $+125^{\circ}\text{C}$ , применяют хлорметил, имеющий критическую температуру около  $153^{\circ}\text{C}$  при критическом давлении 66 ат.

При измерении температур до  $200^{\circ}\text{C}$  можно применять ацетон, имеющий критическую температуру около  $232^{\circ}\text{C}$  при критическом давлении 52,2 ат.

Нижний предел измерения определяется величиной давления насыщенных паров данной жидкости, достаточной для работы прибора. На фиг. 67 приведен график зависимости давления насыщенных паров для хлорметила и ацетона.

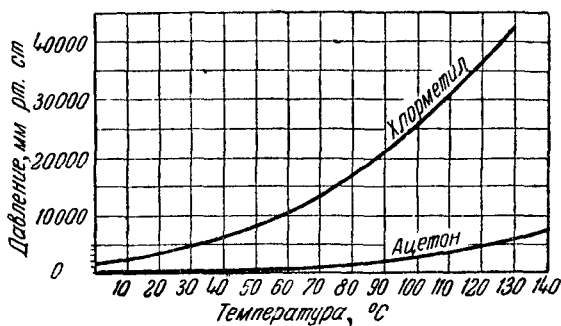
Более высокая критическая температура ацетона дала возможность использовать его для измерения температуры специальных жидкостей, применяемых для охлаждения некоторых двигателей. Однако нижний предел измерения ацетонового термометра ограничен температурой порядка  $50^{\circ}\text{C}$  вследствие ма-



Фиг. 66. Принципиальная схема парового термометра.

лой величины давления паров ацетона при низких температурах.

Паровые термометры имеют методическую высотную ошибку. Прибор тарируется у земли, причем измеряется давление насыщенных паров относительно атмосферного давления (так как внешнее давление на трубку Бурдона равно атмосферному). С подъемом на высоту внешнее давление падает, и прибор при той же измеряемой температуре воспринимает повышенную разность давлений, т. е. показания прибора несколько увели-



Фиг. 67. График зависимости давления насыщенных паров от температуры.

чиваются. Вследствие того что характеристика давления насыщенных паров непрямолинейна по температуре (см. фиг. 67), высотные поправки для низких температур больше (до 4—5°), а для низких температур меньше (до 1—1,5°).

Давление в манометрической системе паровых термометров определяется давлением насыщенных паров в приемнике и не зависит от состояния вещества, заполняющего соединительный трубопровод и трубку Бурдона. Поэтому показания термометра не должны зависеть от температуры трубопровода и трубки Бурдона, хотя эта температура может изменяться в широких пределах — от +50 до —60° C.

Можно рассматривать систему парового термометра как состоящую из трех объемов, заполненных хлорметилем и соединенных между собой. В каждом из этих объемов вещество имеет свою температуру. В первом объеме — приемнике — вещество имеет наивысшую температуру, равную измеряемой температуре двигателя. В двух других объемах — трубопроводе и трубке Бурдона — вещество имеет более низкую температуру, равную температуре окружающей среды.

Равновесие внутри каждого объема может быть только в том случае, когда давление насыщенного пара таково, что

жидкость перестает кипеть при данной температуре. Но в каждом из объемов температура вещества другая, следовательно, и давление, казалось бы, должно быть различным. Однако поскольку объемы соединены между собой, то давление в системе может иметь только одно определенное значение, равное давлению в объеме с наибольшей температурой, т. е. давлению в приемнике.

Действительно, если бы в системе образовалось более низкое давление, то жидкость в приемнике продолжала бы кипеть и переходить в пар, а пар, заполняющий трубопровод и трубку Бурдона, переходил в жидкость. При этом давление в системе повышалось бы до тех пор, пока весь пар в трубопроводе и трубке Бурдона не перешел в жидкость. Такое состояние является равновесным для всей системы, причем давление в системе определяется только температурой приемника. Таким образом трубопровод и трубка Бурдона всегда заполнены жидким хлорметилем, так как их температура ниже температуры приемника.

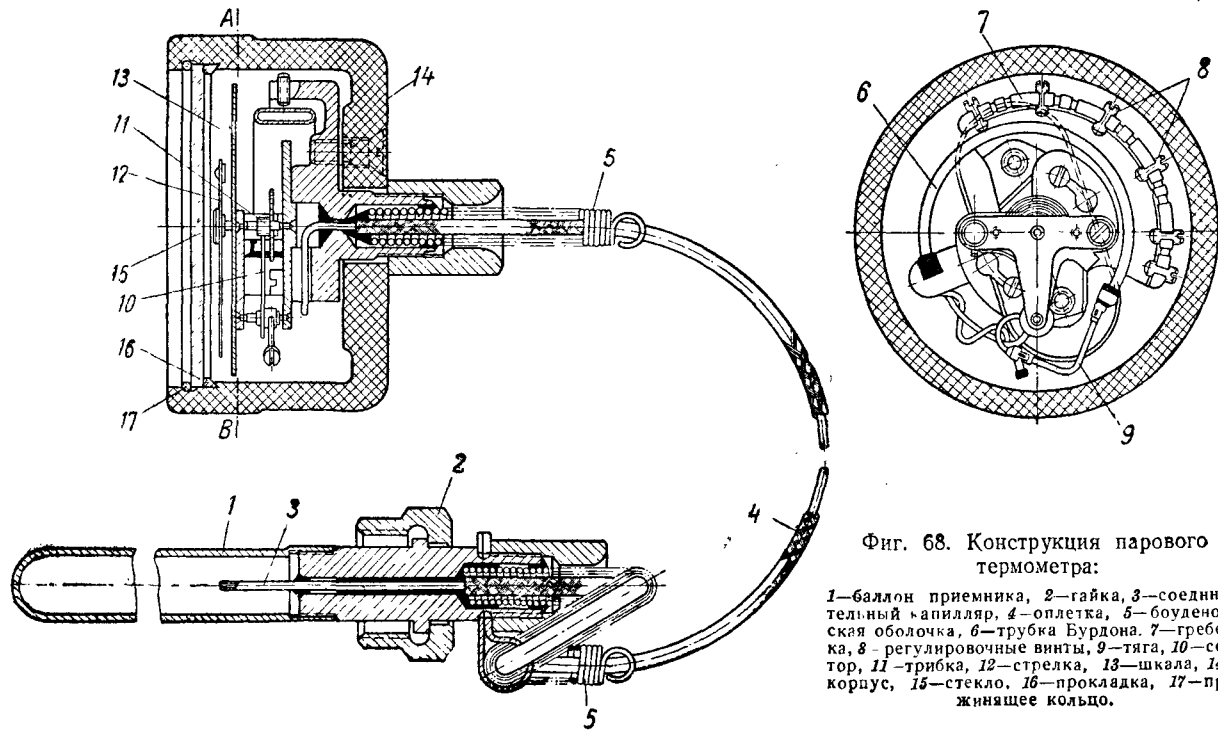
Хотя из сказанного следует, что величина объема внутри трубопровода и трубки Бурдона не имеет особого значения, все же этот объем берут наименьшим из следующих соображений. При изготовлении паровых термометров количество хлорметила, вводимого в систему, должно быть вполне определенным. Часть этого хлорметила при нагреве приемника уходит на заполнение трубопровода и трубки Бурдона. Остальная часть жидкости, остающаяся в приемнике, должна быть такой, чтобы при наивысшей температуре, измеряемой термометром, в приемнике оставалась неиспарившаяся жидкость. Поскольку термометры выпускаются с трубопроводами различной длины, их следовало бы заполнять различным количеством хлорметила, что усложнило бы изготовление этих приборов. Поэтому применяют соединительный трубопровод в виде капилляра и берут постоянное, одинаковое количество хлорметила, пренебрегая объемом жидкости, заполняющей капилляр.

Паровые термометры с хлорметилем (фиг. 68) изготавливают с диапазоном показаний от 0 до +125° С.

На приборной доске самолета термометры располагают в группе моторных приборов.

Трубопроводы прокладывают весьма осторожно, так как малейшее нарушение герметичности проводки приводит к порче прибора; нельзя также скручивать трубопровод вокруг его оси.

Приемник крепится в специальном штуцере, предусмотренном в конструкции двигателя. Фланец приемника притягивают гайкой к штуцеру доотказа. При этом обязательно придерживают приемник ключом во избежание перекручивания трубо-



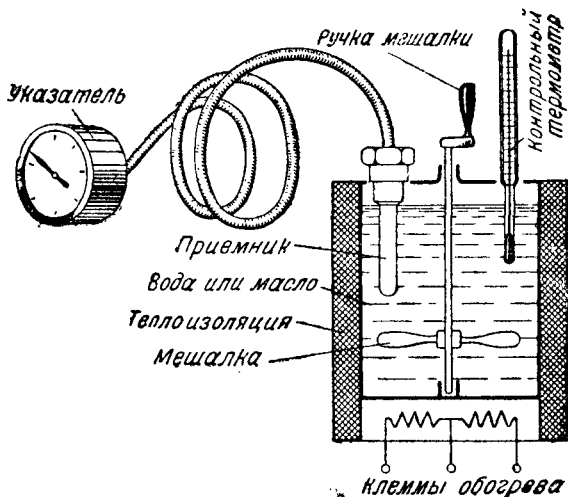
Фиг. 68. Конструкция парового термометра:

1—баллон приемника, 2—гайка, 3—соединительный капилляр, 4—оплетка, 5—боуденовская оболочка, 6—трубка Бурдона, 7—гребенка, 8—регулирующие винты, 9—тяга, 10—сектор, 11—трибка, 12—стрелка, 13—шкала, 14—корпус, 15—стекло, 16—прокладка, 17—пружинящее кольцо.

провода. Для герметичности соединения под фланец кладут фибровую прокладку.

**Лабораторная проверка.** Погрешности термометров определяются сравнением их показаний с показаниями эталонного ртутного термометра при нагреве.

Термометры нагревают при помощи специальной установки — **термобани** (фиг. 69). Термобаня представляет собой бачок, заполненный водой (для проверки термометров до  $100^{\circ}\text{C}$ ) или



Фиг. 69. Принципиальная схема термобани.

маслом (для проверки свыше  $100^{\circ}\text{C}$ ). Стенки бачка выполняются из теплоизоляционного материала. Под дном бачка располагают электрообогрев, состоящий обычно из двух секций, которые можно включать параллельно или последовательно для получения более или менее интенсивного нагрева.

При испытаниях термометров в термобане необходимо непрерывно перемешивать жидкость. Для этого внутри термобани расположена мешалка вентиляторного типа, которая приводится в действие вручную или электромотором.

Постоянная температура, необходимая для отсчета показаний термометра, поддерживается путем периодического включения и выключения электрообогрева. Однако при этом температура термобани несколько колеблется вследствие ее тепловой инерции. Для устранения этого недостатка применяются специальные терморегуляторы.

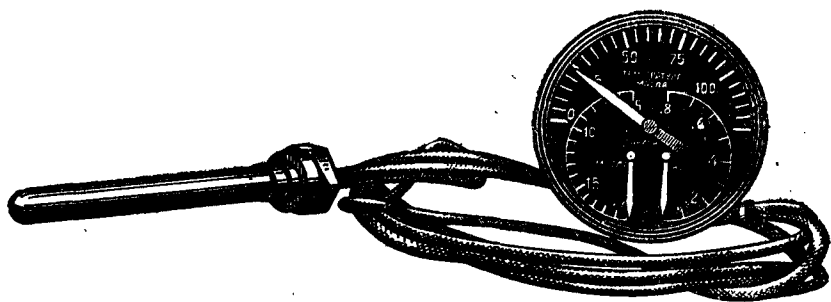
При отсутствии терморегулятора целесообразно включать последовательно с обогревом реостат, при помощи которого

достигается тепловой баланс термобани и устанавливается постоянная температура.

Перед отсчетом показаний термометров необходимо делать задержку на каждой температуре в течение 5—10 мин. Допустимые ошибки термометров составляют  $\pm 5^\circ \text{C}$ .

### § 13. Трехстрелочный индикатор

**Назначение.** Трехстрелочный индикатор объединяет в одном приборе показания манометров масла и бензина и термометра. Термометр трехстрелочного индикатора можно исполь-

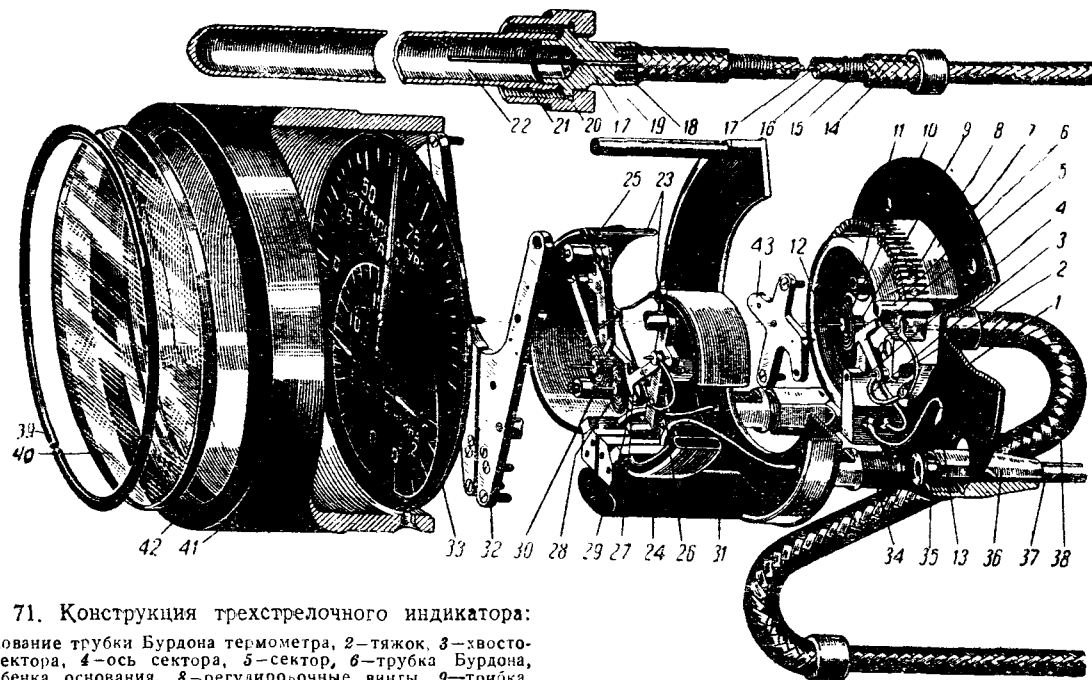


Фиг. 70. Трехстрелочный индикатор.

зовать для измерения температуры масла или охлаждающей жидкости.

На общем циферблате прибора нанесены три шкалы: манометра масла — от 0 до 15 ат, манометра бензина — от 0 до 0,8 ат и термометра — от 0 до  $125^\circ$ ; по каждой шкале перемещается своя стрелка (фиг. 70). Шкалы расположены таким образом, что при нормальных значениях измеряемых величин стрелки образуют фигуру в виде опрокинутой буквы Т. Это значительно облегчает наблюдение за прибором; летчику не нужно всматриваться в показания каждой стрелки, а достаточно общим взглядом оценить правильность взаимного расположения стрелок.

**Конструкция.** Трехстрелочный индикатор (фиг. 71) состоит из трех независимо работающих механизмов, объединенных в одном корпусе. Механизмы смонтированы на общем основании индикатора и регулируются независимо друг от друга. Механизм термометра по принципу действия и конструкции ничем не отличается от механизма парового термометра, описанного выше. Трубка Бурдона также сообщается трубопроводом с приемником, заполненным хлорметилом. Механизмы манометра бензина и манометра масла одинаковы по конструкции



Фиг. 71. Конструкция трехстрелочного индикатора:

1—основание трубки Бурдона термометра, 2—тяжок, 3—хвостовик сектора, 4—ось сектора, 5—сектор, 6—трубка Бурдона, 7—ребенка основания, 8—регулирующие винты, 9—трибка, 10—волосок, 11—стойка, 12—ось стрелки, 13—аппендикс трубки, 14—предохранительная медная плетка, 15—спиральная пружина, 16—медная оплетка, 17—капилляр, 18—затяжка оплетки, 19—головка приемника, 20—накидная гайка, 21—трубка приемника, 22—хлорметил, 23—трубки Бурдона манометров, 24—основание трубки Бурдона, 25—тяжок, 26—хвостовик сектора, 27—сектор, 28—волосок, 29—трибка, 30—ось стрелки, 31—основание механизма, 32—пластинка механизма манометров, 33—шкала, 34—штуцер, 35, 37—трубопровод, 36—гайка, 38—медная оплетка, 39—прижимное кольцо, 40—стекло, 41—корпус, 42—рант, 43—пластинка механизма аэротермометра.

ра, 27—сектор, 28—волосок, 29—трибка, 30—ось стрелки, 31—основание механизма, 32—пластинка механизма манометров, 33—шкала, 34—штуцер, 35, 37—трубопровод, 36—гайка, 38—медная оплетка, 39—прижимное кольцо, 40—стекло, 41—корпус, 42—рант, 43—пластинка механизма аэротермометра.

и по принципу действия не отличаются от аналогичных приборов, описанных выше.

В одном типе трехстрелочного индикатора корпус негерметичен и сообщается с кабиной самолета, в другом — корпус герметичен и снабжен дополнительным штуцером.

Трехстрелочные индикаторы снабжены приемниками для манометра масла. Конструкция этого приемника и соединительного трубопровода такая же, как у отдельного манометра масла с приемником.



Фиг. 72. Кассетный трехстрелочный индикатор.

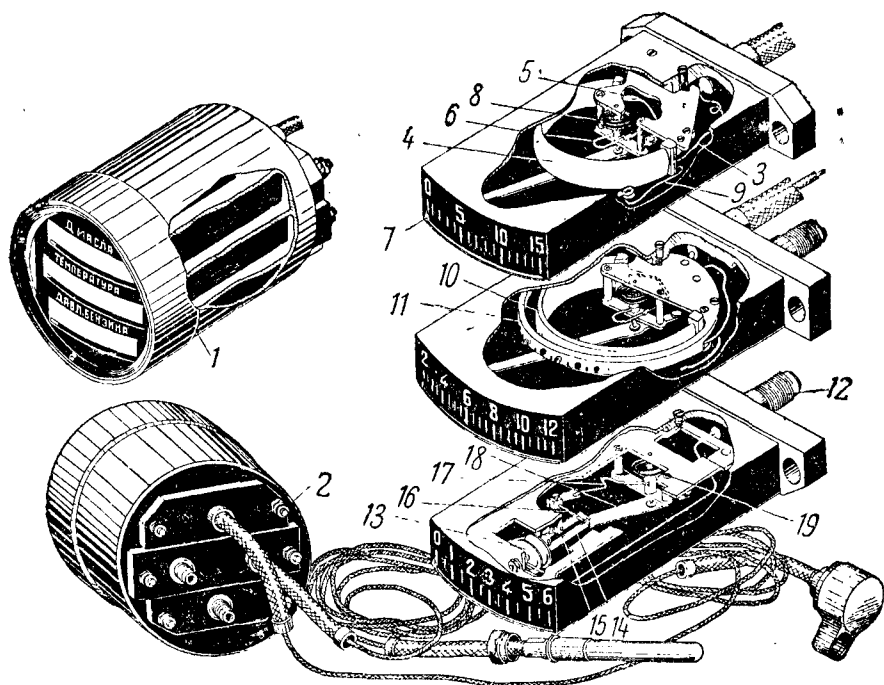
Кассетный трехстрелочный индикатор. Недостатком описанного трехстрелочного индикатора является трудность демонтажа и замены прибора при отказе в работе какого-либо элемента. Более удобен в этом отношении *кассетный трехстрелочный индикатор* (фиг. 72 и 73), дающий возможность заменять любой из трех элементов. В случае поломки термометра или манометра масла соответствующий измерительный элемент заменяется вместе со своим приемником.

В отличие от предыдущего типа кассетный трехстрелочный индикатор имеет горизонтальные профильные шкалы, расположенные друг над другом. В общем каркасе 1 при помощи крепежных гаек 2 монтируются три плоские кассеты. Любую кассету можно заменить независимо от двух других.

Манометр масла работает следующим образом. Давление от приемника масла передается через трубопровод 3 трубке Бурдона 4. Под влиянием давления конец трубки Бурдона перемещается и через тягу 5 поворачивает поводок 6, расположенный на общей оси со стрелкой 7. Люфты в шарнирах выбираются волоском 8.

Приемник манометра масла идентичен такому же приемнику, описанному выше. Система заполняется толуолом через капиллярный трубопровод 9, после чего конец его запаивают.

*Термометр.* Давление насыщенных паров, возникающее в приемнике при изменениях температуры, передается через ка-



Фиг. 73. Конструкция кассетного трехстрелочного индикатора:

1—каркас (корпус), 2—крепежные гайки, 3—капиллярный трубопровод, 4—трубки Бурдона манометра масла, 5—тяги, 6—поводок, 7—стрелка манометра масла, 8—волосок, 9—аппендикс трубопровода, 10—трубка Бурдона термометра, 11—гребенка, 12—штуцер манометра бензина, 13—двойная коробка манометра бензина, 14—пружинящий крючок, 15—стойла, 16—поводок, 17—тяги, 18—стрелка манометра бензина, 19—волосок.

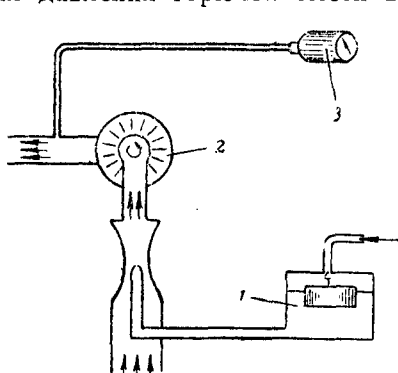
пиллярный трубопровод трубке Бурдона 10. Передача движения от трубки Бурдона к стрелке происходит так же, как в манометре масла. Для выравнивания шкалы термометра служит так называемая гребенка 11, представляющая собой неподвижное полукольцо, окружающее трубку Бурдона. Регулируя винты, ввернутые в гребенку, изменяют момент соприкосновения трубки с винтами при распрямлении трубки, чем достигается нужный характер шкалы. Приемник термометра также аналогичен описанному ранее.

**Манометр бензина.** Давление бензина передается в штуцер 12, а затем через соединительный трубопровод сдвоенной манометрической коробке 13. Последняя связана с пружиной крючком 14, конец которого закреплен в стойке 15. При перемещении центра коробки под действием давления крючок 14 изгибается и посредством поводка 16 передвигает тягу 17, шарнирно связанную со стрелкой 18. Люфты в передаче выбираются волоском 19.

Трехстрелочные индикаторы испытываются и монтируются на самолете аналогично описанным выше манометрам и термометрам.

### § 14. Мановакуумметр

**Назначение.** Мановакуумметр применяется для контроля давления горючей смеси во всасывающей трубе двигателя.



Фиг. 74. Схема включения мановакуумметра:

1—поплавковая камера карбюратора,  
2—анероидная коробка, 3—прибор.

**Принцип действия.** Мановакуумметр работает по принципу металлического барометра с анероидной коробкой (см. фиг. 50) и измеряет абсолютное давление горючей смеси во всасывающей трубе. Схема включения мановакуумметра показана на фиг. 74. Герметичный корпус прибора сообщается со всасывающей трубой двигателя. При изменении давления наддува меняется прогиб анероидной коробки, и передаточный механизм передвигает стрелку, указывающую на шкале величину давления наддува. Когда дви-

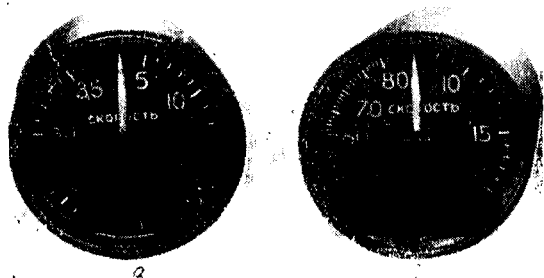
гатель не работает, давление во всасывающей трубе равно атмосферному.

**Конструкция.** Применявшиеся ранее мановакуумметры двух диапазонов (фиг. 75) имели одинаковый механизм (фиг. 76), отличающийся только жесткостью анероидной коробки. График хода коробки мановакуумметра до 1600 мм рт. ст. показан на фиг. 77.

Анероидная коробка 2 (см. фиг. 76) укреплена нижним центром на плате 1. Верхний центр коробки связан с передаточным механизмом, состоящим из двух ступеней передач — шарнирной и зубчатой. Перемещение верхнего центра коробки передается валику кривошипа 3 шарнирной тягой 4. Вместе с валиком 3 поворачивается скрепленный с ним зубчатый сектор

7, вращающий трибку 8, на оси которой насажена указывающая стрелка 9.

Для компенсации температурных ошибок, происходящих вследствие изменения упругости коробки, прибор снабжен биметаллическими компенсаторами первого и второго рода 5 и 6. Люфты механизма выбирает волосок 10, посаженный на оси трибки. На шкале 11 мановакуумметра нанесены деления через 20 мм рт. ст. Цифры указывают величину давления в сантиметрах ртутного столба.



Фиг. 75. Мановакуумметры до 1600 и 2000 мм рт. ст.

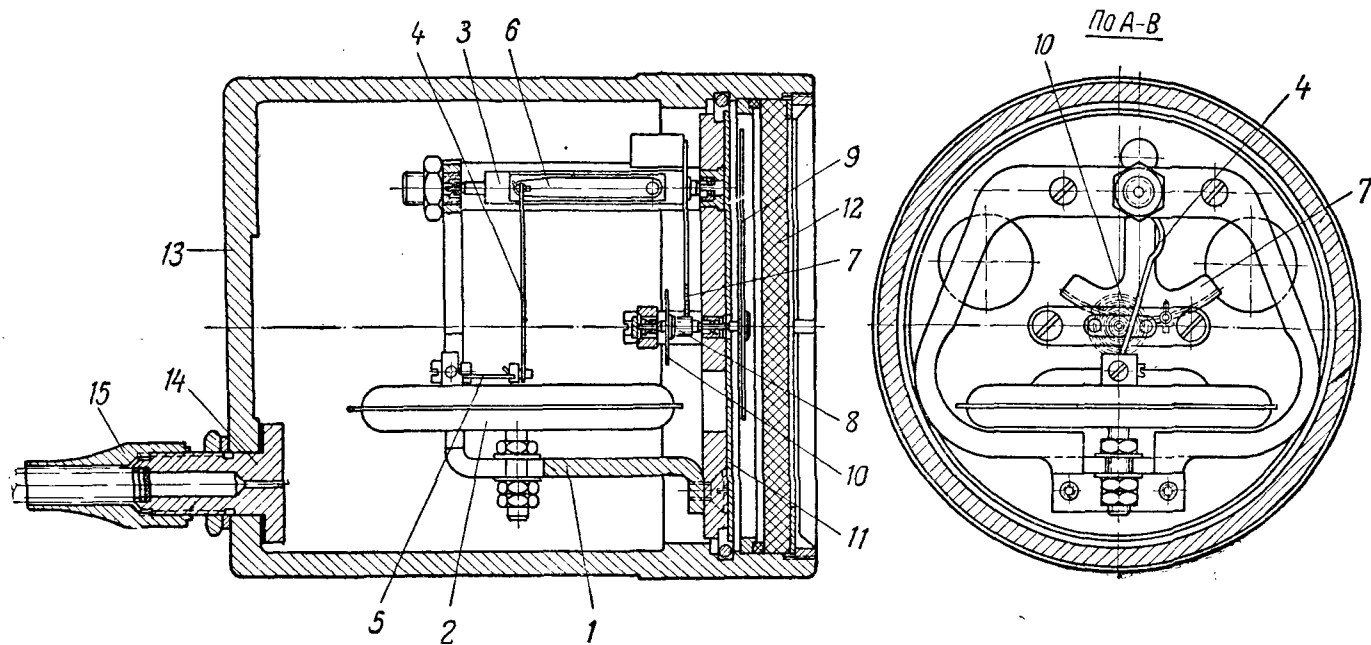
В настоящее время механизм мановакуумметра, (см. фиг. 76) заменен унифицированным механизмом, единым для целого ряда приборов манометрической группы (см. § 19).

Лабораторная проверка. Для тарировки и проверки мановакуумметров применяется установка (фиг. 78), снабженная ртутным барометром. Герметичный корпус мановакуумметра и ртутный барометр можно подключать к источнику вакуума или давления при помощи крана-переключателя.

Сначала прибор соединяют с источником вакуума и, действуя регулировочным краном, проверяют погрешности мановакуумметра в диапазоне от нормального давления до 300 мм рт. ст. Затем прибор соединяют с источником давления и производят аналогичную проверку в диапазоне от нормального давления до 1600 мм рт. ст. (или до 2000 мм рт. ст.).

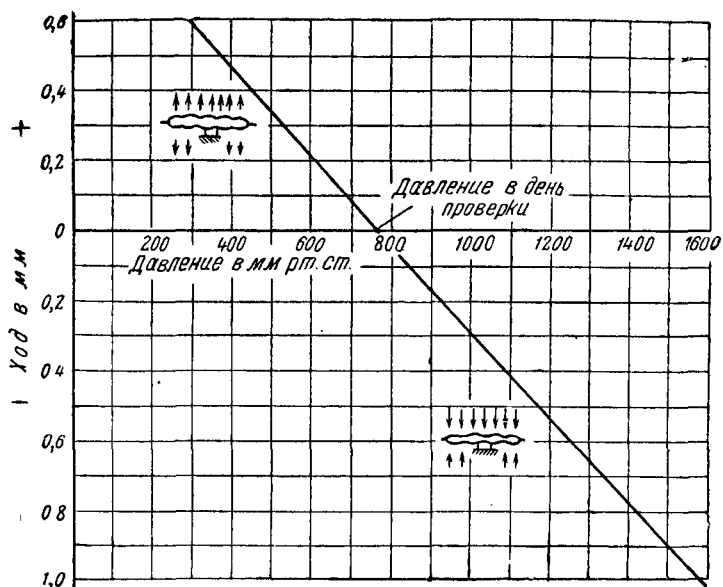
Допустимые погрешности мановакуумметра при  $+15^{\circ}\text{C}$  на рабочем участке шкалы (800—1400 мм рт. ст.) составляют 10 мм рт. ст. На остальных точках шкалы погрешности не должны превышать 20 мм рт. ст. При  $+50$  и  $-45^{\circ}\text{C}$  допускается увеличение погрешностей до 20 мм рт. ст. на рабочей части и до 30 мм рт. ст. на остальной части шкалы.

Варияция мановакуумметра не должна превышать 10 мм рт. ст.

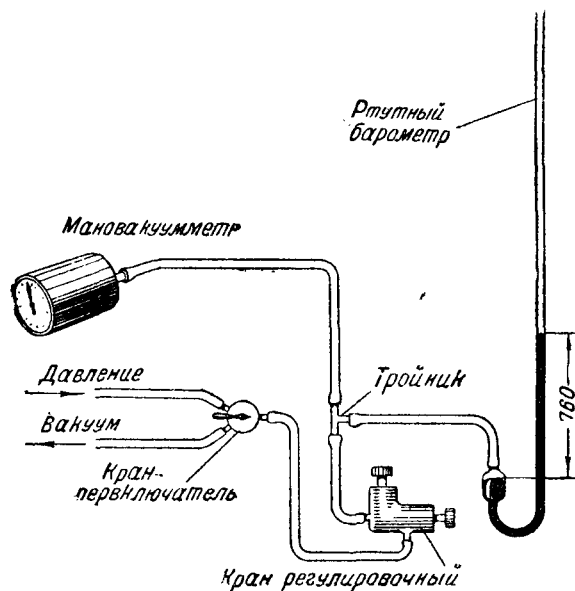


Фиг. 76. Конструкция мановакуумметра:

1—плата, 2—анероидная коробка, 3—валик кривошипа, 4—тяги, 5 и 6—биметалл, 7—сектор, 8—трибка, 9—стрелка, 10—полосок, 11—шкала, 12—стекло, 13—корпус, 14—штуцер, 15—накидная тайка.



Фиг. 77. График хода коробки мановакуумметра до 1600 мм рт. ст.



Фиг. 78. Схема установки для проверки мановакуумметров.

Важно, чтобы корпус мановакуумметра был достаточно герметичен. При установке на самолете негерметичного мановакуумметра в корпус прибора могут проникать пары бензина, которые конденсируются внутри прибора; при этом мановакуумметр дает неверные показания или выходит из строя. Герметичность корпуса должна быть такой, чтобы давление 1600 мм рт. ст., поданное внутрь корпуса, спадало не более чем на 10 мм рт. ст. в минуту при закрытом штуцере прибора.

Мановакуумметр крепится к приборной доске стандартным крепежным кольцом диаметром 80 мм и соединяется с двигателем алюминиевой трубкой диаметром 4×6 мм. При монтаже необходимо обеспечивать герметичность соединений.

### § 15. Гидростатический бензиномер

**Назначение.** Бензиномер указывает летчику количество горючего, имеющегося в баках самолета.

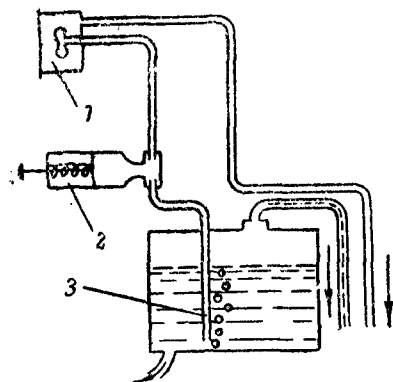
На современных самолетах применяются гидростатические и поплавковые бензиномеры. Последние делятся на *механические* и *электрические* соответственно принципу передачи показаний от бака к указателю, который устанавливают обычно на приборной доске самолета.

Шкалы бензиномера зависят от размеров и формы баков с горючим. Поэтому тарировка шкалы зависит от типа бака, для которого предназначен прибор.

**Принцип действия.** Работа гидростатического бензиномера основана на принципе измерения разности давления между гидростатическим давлением на дне бензинового бака и давлением на поверхности бензина. На дне бака действует давление, равное

Фиг. 79. Схема работы гидростатического бензиномера:

1—указатель, 2—насос, 3—датчик.



произведению высоты столба жидкости на удельный вес этой жидкости. Измеряя разность давлений на дне бака и на его поверхности, определяем уровень горючего, а следовательно, и его количество.

Схема работы прибора показана на фиг. 79. Указатель прибора 1, являющийся измерителем давления, представляет собой манометр с коробкой Види, которая соединена трубопроводом с приемником 3, выполненным в виде тонкой трубки и погруженным в бензиновый бак. В соединительный трубопровод

включен насос 2. Для того чтобы получить в корпусе указателя такое же давление воздуха, как на поверхности бензина в баке, корпус указателя делают герметичным и трубопровод от корпуса выводят вместе с отводной трубкой бензинового бака.

Соединить корпус указателя непосредственно с бензиновым баком нельзя, так как при фигурных полетах бензин может попасть в корпус прибора и вывести последний из строя. Конденсация паров бензина в корпусе прибора также может привести прибор в негодность.

Для определения количества бензина в баке оттягивают ручку поршня насоса на себя доотказа и отпускают. При ходе поршня цилиндр насоса сообщается под действием ручки с атмосферой, и бензин не засасывается в соединительную трубку. Когда ручка отпущена, цилиндр насоса разобщается с атмосферой. Под действием пружины поршень насоса идет обратно и давлением воздуха вытесняет бензин из трубки приемника. Когда из трубки вытеснен весь бензин, давление более не повышается и во всей системе устанавливается давление, равное давлению столба бензина, так как лишний воздух выходит из трубки в виде пузырьков.

Установившееся давление, действуя на коробку Види, передается механизмом указателя на стрелку. Стрелка останавливается против определенного деления шкалы, соответствующего количеству горючего в баке. По прекращении движения поршня система сообщается через насос с атмосферой, и стрелка указателя возвращается на нуль. Таким образом прибор дает показания только во время движения поршня, т. е. является *прибором с непостоянным показанием*.

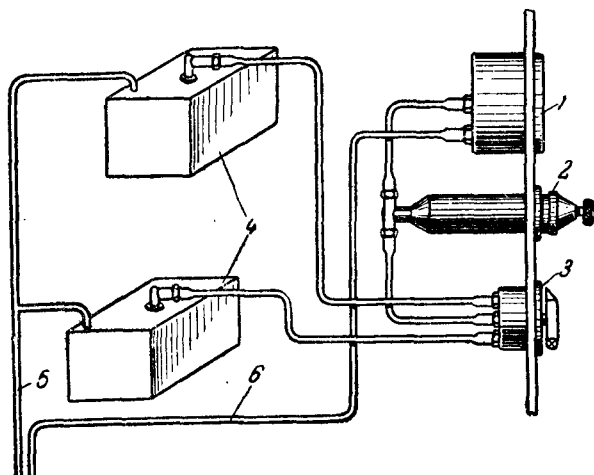
При наличии на самолете двух одинаковых баков один указатель используют для измерения количества горючего в каждом баке (фиг. 80). Для этого устанавливают кран-переключатель на два положения.

**Конструкция.** Приемник гидростатического бензиномера (фиг. 81) изготовлен из медной трубки 1 сечением 4×3 мм. Верхний конец трубки оканчивается головкой 2 и штуцером для присоединения трубопровода. Приемник крепится к горловине бака посредством фланца 3. Нижний конец трубки оканчивается специальным цилиндрическим бачком 4, имеющим несколько отверстий малого диаметра. Бачок располагается на расстоянии 15 мм от дна бензинового бака во избежание засорения отверстий. Бачок приемника служит для смягчения резких изменений давления, которые могут возникнуть в полете в результате больших ускорений.

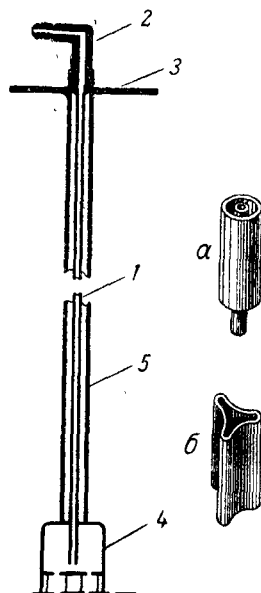
Медная трубка приемника заключена в латунную трубку 5, предохраняющую приемник от изгибов и повреждений. Длина приемника зависит от глубины бензинового бака.

Внутренний объем медной трубки приемника и соединительного трубопровода не должен превышать объема насоса. В противном случае хода поршня насоса нехватит для вытеснения столба бензина из приемника, и прибор даст неверные показания.

В другой конструкции приемника медная и латунная трубки (фиг. 81,а) заменены одной латунной трубкой трехгранного



Фиг. 80. Схема измерения количества горючего в двух баках одним указателем и переключателем: 1—указатель, 2—насос, 3—переключатель, 4—бензиновые баки, 5—выводная трубка баков, 6—статическая трубка указателя.

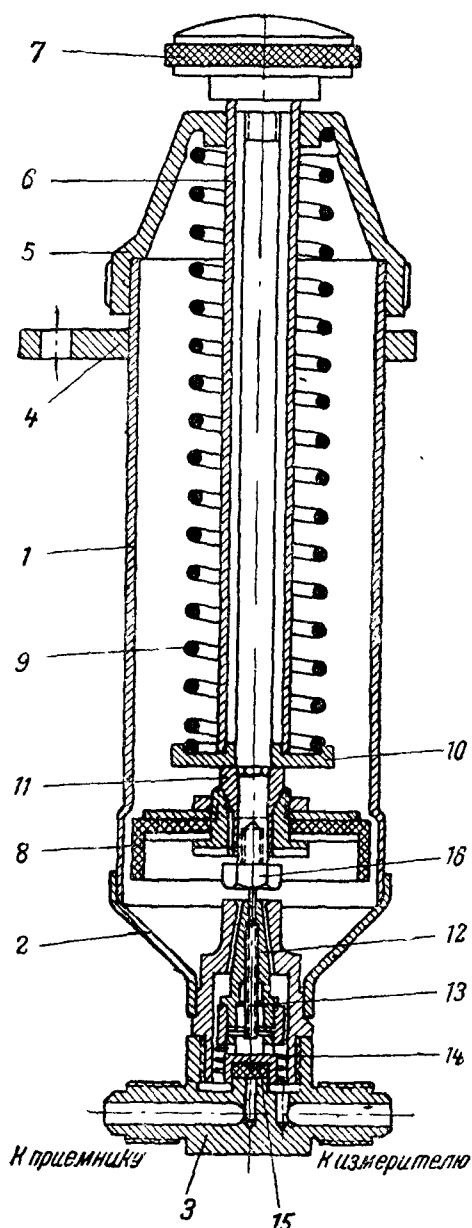


Фиг. 81. Приемник гидростатического бензиномера.

сечения (фиг. 81,б). Такая форма трубки обеспечивает прочность приемника при малом внутреннем объеме его.

**Насос бензиномера** (фиг. 82) состоит из латунного цилиндра 1, заканчивающегося с одной стороны коническим дном 2 с укрепленным в нем тройниковым штуцером 3. На верхней части цилиндра укреплен фланец 4 с тремя отверстиями для крепления насоса к приборной доске. Цилиндр насоса закрывается конической крышкой 5 с отверстием для прохода штока насоса 6.

Шток имеет головку 7 для оттягивания поршня в крайнее положение. Поршень насоса снабжен пропитанной маслом кожаной манжетой 8, которая обеспечивает герметичность между поршнем и стенкой цилиндра. На шток поршня надета сильная



Фиг. 82. Насос гидростатического бензиномера.

пружина 9, упирающаяся одним концом в упорную шайбу 10, а другим — в коническую крышку насоса. Эта пружина возвращает поршень насоса в нормальное положение после оттягивания.

В центральной части поршня помещен конический клапан штока 11. Если тянуть за ручку насоса, то конический клапан открывает отверстие, соединяющее пространство над поршнем с пространством под поршнем насоса. Но как только головка отпущена, пружина прижимает конус клапана, клапан закрывается, и насос в своем движении нагнетает воздух в систему бензиномера.

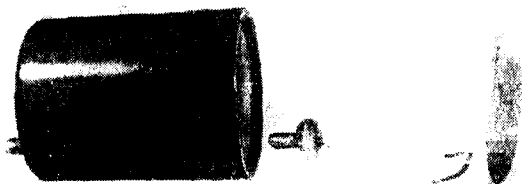
В нижней части насоса имеется коническое отверстие, закрываемое коническим клапаном-демпфером. Клапан-демпфер состоит из конуса 12, внутри которого помещен капилляр — стеклянная трубка 13 с очень малым внутренним диаметром. Клапан-демпфер имеет специальную пружину 14, прижимающую поверхность клапана к коническому отверстию задней части насоса. Клапан и коническое отверстие хорошо притерты, поэтому воздух, подаваемый насосом, может проходить только через капилляр. Благодаря малому отверстию капилляра воздух проходит в систему бензиномера медленно.

При оттягивании головки насоса конус штока приподнимается. Воздух, находящийся в обойме насоса над поршнем, переходит через конический клапан в образовавшуюся полость под поршнем. Под действием своей пружины клапан-демпфер закрывает пробкой 15 отверстие в корпусе конуса, и воздух из системы и пары бензина из датчика бензиномера не могут попасть в полость насоса. При обратном ходе поршня конический клапан в поршне закрывается, и воздух из полости насоса проходит через капилляр в систему бензиномера (в датчик и указатель).

В конце хода поршня гайка штока 16 ударяет по выступающей головке клапана-демпфера. Так как пружина штока сильнее пружины клапана-демпфера, то коническое отверстие в корпусе конуса открывается, а отверстие, соединенное с датчиком бензиномера, закрывается пробкой 15. Для того чтобы клапан-демпфер выталкивался более четко, внутренний диаметр корпуса насоса в конце несколько увеличен. В момент удара слышен характерный щелчок. После того как клапан-демпфер вытолкнут, герметичность системы бензиномера нарушается, давление в системе падает, и стрелка указателя возвращается на нуль.

Указатель (фиг. 83) состоит из коробки Види, действующей через передаточный механизм на стрелку. Конструкция передаточного механизма такая же, как у мановакуумметра, за исключением биметаллических компенсаторов, которых здесь

нет. Коробка Види укреплена нижним жестким центром на плате. Ход верхнего подвижного жесткого центра передается стрелке через передаточный механизм, состоящий из шарнирной и зубчатой передач. Шарнирная тяга передает перемещение центра коробки валику кривошипа, с которым скреплен зубчатый сектор. Сектор сцеплен с трибкой, на оси которой укреплена стрелка, перемещающаяся по шкале, разградуированной в килограммах горючего. На оси стрелки имеется волосок, служащий для уничтожения люфтов в механизме.



Фиг. 83. Указатель гидростатического бензиномера.

Корпус прибора является статической камерой указателя и снабжен двумя выведенными наружу штуцерами. Динамический штуцер с отметкой «ДН» сообщается трубкой с внутренней полостью коробки Види и служит для присоединения трубопровода, ведущего к насосу. В этот штуцер вставлен капилляр, который является демпфером, не допускающим в коробке Види резких изменений давления. Статический штуцер с пометкой «СТ» сообщается с корпусом и предназначен для присоединения трубопровода, выводимого вместе с дренажным трубопроводом из бензобака.

Кран-переключатель должен обеспечивать полную герметичность системы и не должен перекрывать двух баков одновременно, так как в этом случае весь воздух, подаваемый насосом в систему бензиномера, пойдет в коробку Види, перегрузит ее и выведет из строя. Если же оба датчика будут открыты одновременно, то показания указателя будут неверны.

Проверяют бензиномер, контролируя заливку горючего в бензиновые баки самолета, поставленного в линию полета. В пустой бак заливают горючее порциями по 10—20 л.

Перед установкой бензиномера на самолете следует проверить по надписи на шкале указателя и на головке датчика, предназначен ли прибор для баков самолета данного типа. Датчик вставляют в горловину бака и плотно притягивают фланец головки к гнезду специальной гайкой. Для герметичности под фланец кладут кожаную двухмиллиметровую прокладку.

Штуцер насоса, имеющий обозначение «И», соединяется трубопроводом с измерителем, а штуцер, обозначенный буквой «П», — с приемником. Насос рекомендуется монтировать как можно ближе к указателю (под ним), имея в виду, что поршень насоса выдвигается примерно на 75 мм. Прибор крепится к приборной доске при помощи стандартного кольца.

Точность бензиномера при комнатной температуре колеблется от 2 до 5% в зависимости от длины трубопровода, конфигурации баков, удельного веса горючего и количества горючего в баках.

Тарировка и проверка бензиномера на заводе осуществляются по схеме, аналогичной проверке манометра бензина. Эталонный манометр отградуирован при этом не в единицах давления, а в килограммах горючего в соответствии с тарировочной кривой того бензобака, для которого предназначен бензиномер.

## § 16. Указатель скорости

**Назначение.** Указатель скорости измеряет скорость движения самолета относительно воздуха; эта скорость называется *воздушной скоростью*.

Указателем скорости летчик пользуется для пилотирования самолета, а штурман — для аэронавигационных целей.

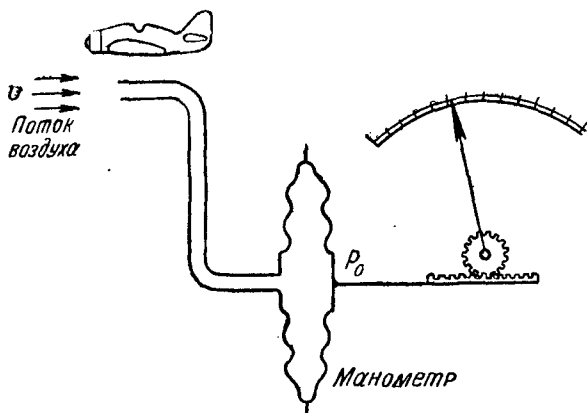
Самолет держится в воздухе, если его воздушная скорость не ниже некоторой минимальной скорости (глава первая, § 1). Эта минимальная скорость у земли для различных самолетов колеблется в пределах 60—150 км/час. При полете с меньшей скоростью самолет теряет устойчивость и переходит в штопор. Указатель скорости своевременно предупреждает летчика о потере самолетом скорости.

Минимальная скорость полета зависит от плотности воздуха. С увеличением высоты полета плотность воздуха уменьшается, а минимальная скорость увеличивается. Однако показания указателя скорости также зависят от плотности воздуха, и при минимальной скорости полета на любой высоте прибор показывает одну и ту же скорость, равную минимальной скорости полета у земли. Это облегчает летчику управление самолетом, так как ему достаточно знать, какая минимальная скорость полета допустима у земли, и следить, чтобы указатель скорости на любой высоте показывал не меньшую скорость. На практике скорость полета приближается к минимальной только при посадке.

Указатель скорости указывает истинную воздушную скорость только в определенных условиях полета: при давлении воздуха 760 мм рт. ст. и температуре 15° С. Для определения

истинной воздушной скорости в других условиях полета штурман вводит поправку к показаниям прибора на давление и температуру воздуха.

Принцип действия. В основе работы указателя скорости лежит метод измерения давления, создаваемого встречным потоком воздуха в трубке, расположенной в этом потоке. Трубка располагается параллельно оси самолета открытым концом навстречу потоку воздуха (фиг. 84). Другой конец



Фиг. 84. Принципиальная схема указателя скорости.

трубки соединен с металлическим манометром, измеряющим относительное давление внутри трубки.

По законам аэродинамики давление в трубке равно сумме статического давления и скоростного напора.

*Статическим давлением* называется давление газа, находящегося в покое. Атмосферное давление воздуха является статическим давлением.

*Скоростным напором*, или *динамическим давлением*, называется произведение

$$\rho \frac{V^2}{2},$$

где  $\rho$  — плотность воздуха;

$V$  — скорость движения потока относительно трубки.

Таким образом абсолютное давление внутри трубки равно

$$p = p_0 + \rho \frac{V^2}{2},$$

где  $p_0$  — статическое давление воздуха.

Давление, создаваемое в трубке, передается во внутреннюю полость коробки Види. Если внешнее давление на коробку Види равно атмосферному давлению, т. е.  $p_0$ , то давление, которое укажет манометр, равно скоростному напору, так как

$$p - p_0 = \rho \frac{V^2}{2}.$$

Благодаря этому можно протарировать шкалу манометра в зависимости от скорости воздушного потока, равной скорости движения самолета относительно воздуха. Эта тарировка будет верна только при постоянной плотности воздуха  $\rho$ . Приборы тарируют при плотности воздуха, соответствующей давлению 760 мм рт. ст. и температуре  $15^\circ \text{C}$ <sup>1</sup>. Такие условия называются нормальными. При отклонении от этих условий появляется ошибка в показаниях указателя скорости.

При подъеме на высоту плотность воздуха уменьшается, следовательно, при одной и той же воздушной скорости скоростной напор на высоте будет меньше и прибор покажет скорость меньше фактической.

Допустим, что на высоте  $H$  давление и абсолютная температура равны  $p_H$  и  $T_H$ .

Плотность воздуха на этой высоте будет равна

$$\rho_H = \rho_0 \frac{p_H}{p_0} \frac{T_0}{T_H},$$

где  $\rho_0$  — плотность воздуха при нормальных условиях, равная  $0,125 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4$ ;

$p_0$  — нормальное давление на уровне моря, равное 760 мм рт. ст.;

$T_0 = 273 + 15 = 288^\circ$  — нормальная температура в абсолютных градусах.

Скоростной напор, измеряемый указателем скорости, будет равен

$$q_H = \rho_H \frac{V_{\text{ист}}^2}{2},$$

где  $V_{\text{ист}}$  — истинная воздушная скорость.

Так как прибор тарируется для  $\rho_0 = 0,125 \text{ кг сек}^2/\text{м}^4$ , то его показания при данных условиях полета определяются уравнением

$$q_H = \rho_0 \frac{V_{\text{пр}}^2}{2},$$

где  $V_{\text{пр}}$  — показание прибора с учетом инструментальных ошибок.

Приравняв оба выражения  $q_H$ , получим

$$\rho_H \frac{V_{\text{ист}}^2}{2} = \rho_0 \frac{V_{\text{пр}}^2}{2},$$

откуда

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_H}}.$$

<sup>1</sup> Здесь указана температура воздуха; не следует смешивать ее с температурой ртутного столба, которым измеряют давление (см. стр. 59).

Выражая  $r_n$  через температуру и давление, получим окончательное выражение для истинной воздушной скорости:

$$V_{\text{ист}} = V_{\text{пр}} \sqrt{\frac{p_0 T_n}{p_n T_0}}.$$

Истинную воздушную скорость вычисляют таким образом. Определяют исправленное значение  $V_{\text{пр}}$  путем алгебраического сложения инструментальной и аэродинамической поправок с показаниями прибора. Затем определяют давление  $p_n$  на высоте при помощи высотомера, а температуру  $T_n$  — по термометру наружного воздуха. После этого рассчитывают  $V_{\text{ист}}$ , пользуясь вышеприведенной формулой.

Существуют указатели истинной воздушной скорости, автоматически решающие это уравнение путем воздействия высотомера и термометра на механизм указателя скорости.

При наличии обычного указателя скорости штурман пользуется для расчета  $V_{\text{ист}}$  аэронавигационной счетной линейкой (см. § 47). Для этого формулу приводят к логарифмическому виду

$$\lg V_{\text{ист}} = \lg V_{\text{пр}} + \frac{1}{2} \lg \frac{p_0}{p_n} - \frac{1}{2} \lg \frac{T_0}{T_n}.$$

При больших скоростях полета (свыше 400 км/час) измеряемая разность давлений перестает быть пропорциональной произведению  $\rho V^2$ , потому что формула

$$p - p_0 = \rho \frac{V^2}{2}$$

была выведена на основании закона Бернулли в предположении, что воздух подчиняется закону Бойля-Мариотта.

Закон Бойля-Мариотта справедлив при постоянной температуре (при так называемых *изотермических условиях*). При больших же скоростях полета (практически свыше 400 км/час) частицы воздуха не успевают отдавать тепло, получающееся при их сжатии, и температура воздуха не остается постоянной.

Поэтому для тарировки современного указателя скорости давление рассчитывают по следующей формуле, в которой учитывается сжатие воздуха:

$$p - p_0 = p_0 \left[ \left( 1 + \frac{(K-1) \rho V^2}{2K p_0} \right)^{\frac{K}{K-1}} - 1 \right],$$

где  $p - p_0$  — разность давлений в манометре, кг/м<sup>2</sup>;  
 $p_0$  — статическое давление, кг/м<sup>2</sup>;

$K = \frac{c_p}{c_v} = 1,4$  — отношение теплоемкостей воздуха при постоянном давлении и постоянном объеме;  
 $\rho$  — плотность воздуха, кг/сек<sup>2</sup>/м<sup>3</sup>;  
 $V$  — воздушная скорость, м/сек.

При нормальных условиях  $p_0 = 10\,332,3$  кг/м<sup>2</sup> (соответствует 760 мм рт. ст.);  $\rho = 0,125$  кг/сек<sup>2</sup>/м<sup>3</sup>.

При этих значениях формула для тарировки принимает вид

$$p - p_0 = 10\,332,3 [(1 + 1,72828 \cdot 10^{-6} V^2)^{3,5} - 1].$$

Если скорость выражена в  $\text{км/час}$  ( $V \text{ км/час} = 3,6 V \text{ м/сек}$ ), а давление в  $\text{мм вод. ст.}$  при стандартной плотности воды, соответствующей  $4^\circ \text{С}$  (см. стр. 59), то формула примет следующий вид:

$$p - p_0 = 10332,58 [(1 + 0,13332 \cdot 10^{-6} V^2)^{3,5} - 1].$$

По этой формуле подсчитана аэродинамическая таблица для скоростей до  $1000 \text{ км/час}$  (приложение 1). В аэродинамической таблице указаны также значения давления в  $\text{мм рт. ст.}$  и  $\text{мм вод. ст.}$  при  $20^\circ \text{С}$ , так как приборы тарируются при комнатной температуре.

**Трубка Пито.** Трубка Пито (фиг. 85—86) является приемником указателя скорости. Помещается она во встречном потоке воздуха и воспринимает полное<sup>1</sup> и статическое давление последнего.

В отличие от трубки, изображенной на принципиальной схеме указателя скорости (см. фиг. 84), трубка Пито имеет дополнительное устройство для передачи статического давления воздуха в измерительный манометр. Необходимость такого устройства вытекает из следующего. Если корпус прибора, в котором помещена коробка Види, оставить открытым, то давление снаружи на коробку не будет равно статическому давлению воздуха, так как струи воздуха, обтекая фюзеляж с большой скоростью, имеют пониженное давление и через щели создают разрежение в кабине самолета.

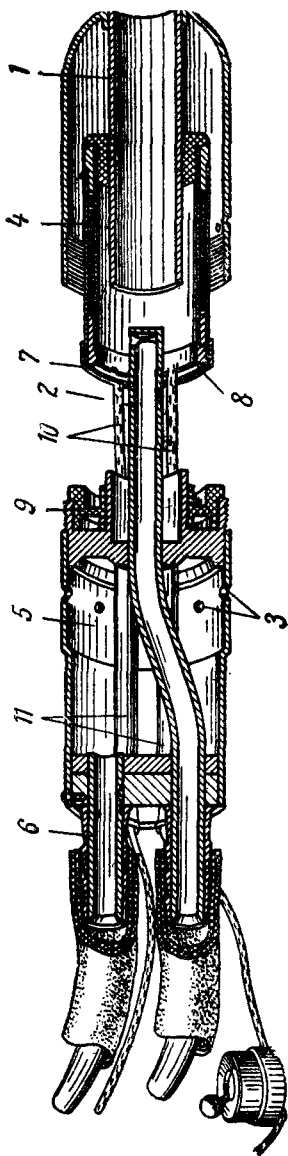
В некоторых случаях в кабине может быть избыток давления, например, если кабина помещена в носовой части самолета и имеет спереди щели.

Так как коробка Види измеряет разность давлений внутри и вне ее, то в первом случае прибор покажет большую скорость, чем действительная, а во втором — меньшую. Поэтому коробку Види помещают в герметический корпус, куда передается статическое давление, воспринимаемое трубкой Пито. Это давление используют не только в указателях скорости, но также в высотомерах и вариометрах.

Принципиальная схема включения трубки Пито изображена на фиг. 87. Трубка Пито имеет динамическую трубку 1, воспринимающую сумму статического и динамического давления. Суммарное давление передается по динамическому трубопроводу 2 (см. фиг. 86) в полость коробки Види.

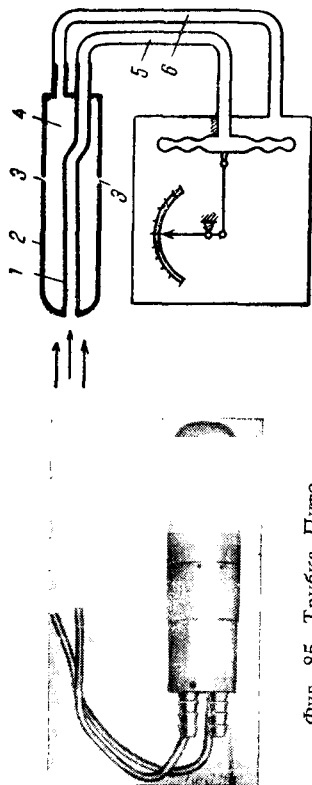
Для получения статического давления динамическая трубка окружена цилиндрическим чехлом, имеющим по окружности отверстия 3 (см. фиг. 87), которыми камера 5 (см. фиг. 86) общается с внешней атмосферой. Так как отверстия расположены на цилиндрической поверхности, то поток не оказывает на них динамического давления и, следовательно, в камере 5

<sup>1</sup> Полным давлением называется сумма статического и динамического давления.



Фиг. 86. Конструкция трубки Пито:

1—динамическая камера, 2—динамическая трубка, 3—сleeвная толочка, 4—обмотка электрообогрева, 5—статическая камера, 6—статическая трубка, 7—внешнее контактное кольцо, 8—внутреннее контактное кольцо, 9—изоляционная втулка, 10—токоведущие проводники, 11—трубка электропроводок.



Фиг. 85. Трубка Пито.

Фиг. 87. Принципиальная схема включения трубки Пито:

1—динамическая трубка, 2—цилиндрический чехол, 3—статическая отверстия, 4—статическая камера, 5—динамический трубопровод, 6—статический трубопровод.

будет только статическое давление. Это давление передается по статическому трубопроводу 6 в герметический корпус указателя скорости.

Для борьбы с обледенением трубка Пито снабжена электрообогревателем 4 мощностью около 40 вт. Электрообогреватель работает от бортовой электросети и включается по усмотрению летчика. При перегорании элемент обогрева можно заменить.

Динамическое давление, воспринимаемое трубкой Пито, может несколько отличаться от расчетной величины, указанной в аэродинамической таблице (приложение 1). При этом в показаниях указателя скорости появляется погрешность, величина которой определяется так называемым *аэродинамическим коэффициентом трубки Пито*. Этот коэффициент равен отношению действительного перепада давлений, воспринимаемого трубкой Пито, к расчетной величине перепада давлений.

Если аэродинамический коэффициент больше единицы, то указатель скорости дает повышенные показания; если коэффициент меньше единицы, то показания будут занижены.

ГОСТ устанавливает допустимые отклонения аэродинамического коэффициента трубки Пито в пределах 0,96—1 при направлении воздушного потока вдоль оси трубки.

Когда воздушный поток не направлен вдоль оси трубки Пито, например, при полете самолета с большим углом атаки, могут быть дополнительные погрешности в показаниях указателя скорости.

Однако в этом отношении отечественная трубка Пито по своим качествам значительно выше иностранных образцов (фиг. 88). Из приведенного графика видно, что отечественная трубка Пито вносит дополнительные искажения в показания указателя скорости не более чем на  $\pm 2\%$  при изменении угла протекания струи от 0 до  $25^\circ$ .

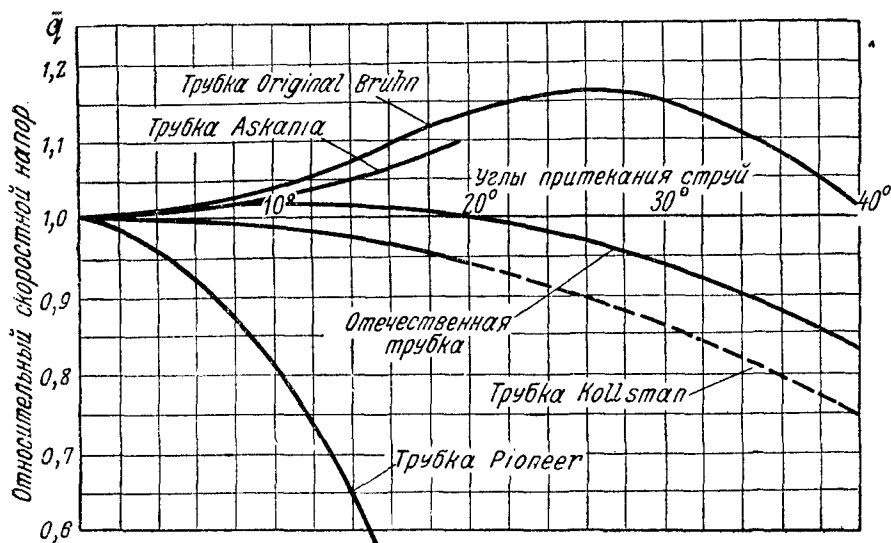
Во избежание появления дополнительных погрешностей в показаниях указателя скорости трубка Пито монтируется параллельно хорде крыла самолета в отдалении от струи винта и частей самолета, искажающих поток воздуха. Непараллельность трубки Пито хорде крыла не должна превышать  $\pm 2^\circ$  в любом направлении.

Трубку Пито крепят при помощи дуралюминовой трубы наружным диаметром не более 30 мм. Конец трубы стачивается на конус на длине 10 мм до диаметра 29,7 мм (фиг. 89,а). Это делают для того, чтобы кромка трубы не выступала над поверхностью трубки Пито, так как в противном случае увеличивается давление в статической камере.

На одномоторных самолетах дуралюминовую трубку консольно укрепляют в носке крыла с выносом вперед, не менее чем

на 50% местной длины хорды крыла (фиг. 89,б и в) с отклонением не более  $\pm 15$  мм. При этом трубка Пито должна находиться вне зоны влияния винта, но не ближе к концу крыла чем на  $\frac{1}{10}$  размаха крыльев самолета.

Дополнительные погрешности указателя скорости могут возникать также вследствие негерметичности статической камеры



Фиг. 88. Зависимость относительного скоростного напора трубок Пито от угла притекания потока воздуха.

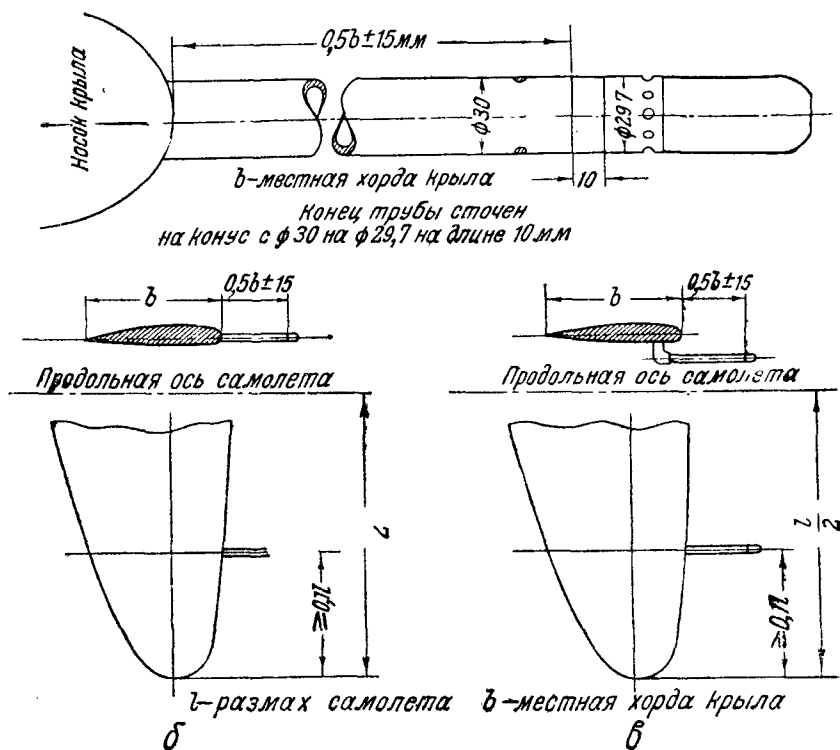
трубки Пито, а также при неправильной установке трубки. Герметичность статической камеры должна быть такой, чтобы давление, созданное внутри этой камеры и равное 200 мм рт. ст., спадало за 3 мин. не более чем на 5 мм рт. ст.

При стоянке самолета на земле трубку Пито закрывают чехлом, предохраняющим ее от засорения. Чехол имеет вымпел (флажок), предупреждающий экипаж о необходимости снять чехол перед вылетом.

Конструкция указателя скорости. Применяемые указатели скорости бывают следующих диапазонов: 1) с диапазоном показаний 50—350 км/час (УС-350) (фиг. 90,а); 2) с затухающей шкалой с диапазоном показаний 80—800 км/час (фиг. 90,б). Конструкция этих приборов построена на базе унифицированного механизма (см. § 19). Здесь дается описание прежнего типа механизмов УС-350 и УС-800.

Указатель скорости УС-350 (фиг. 91). Передаточный механизм от коробки Види к стрелке состоит из двух ступеней: шарнирной передачи и сектора с трибкой. Прибор работает следующим образом. Под действием разности давлений коробка Види 1 прогибается и перемещает припаянный к ней

а



Фиг. 89. Установка трубки Пито на самолете.

центр 2. Движение центра через тягу 3 и кривошип 4 передается валику 5. При этом валик поворачивается вместе с закрепленным на нем сектором 6. Сектор вращает трибку 7 и стрелку 8, при помощи которой отсчитывается скорость по шкале 9 прибора. Люфты выбираются волоском 10.

Корпус прибора герметичен. Прибор сообщается с трубкой Пито посредством двух выводных штуцеров 11 и 12, присоединяемых к статическому и динамическому трубопроводам.

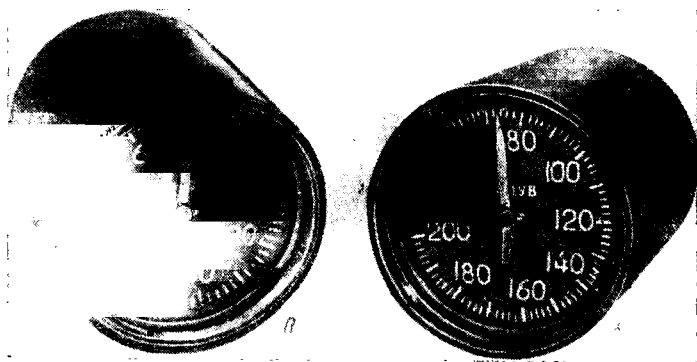
УС-350 регулируют путем изменения передаточного числа кривошипного механизма. Передаточное число регулируют, изменяя рабочее плечо кривошипа при помощи регулировочного

винта, расположенного на валике. Допустимые шкаловые ошибки УС-350: при  $+15^{\circ}\text{C}$   $\pm 6$  км/час, при  $+50$  и  $-45^{\circ}\text{C}$   $\pm 10$  км/час, а при  $+60^{\circ}\text{C}$   $\pm 15$  км/час.

Герметичность корпуса должна быть такой, чтобы разрежение внутри корпуса, соответствующее максимальному показанию прибора, спадало за одну минуту не более чем на 15 км/час.

Динамическая система указателя скорости должна быть полностью герметичной.

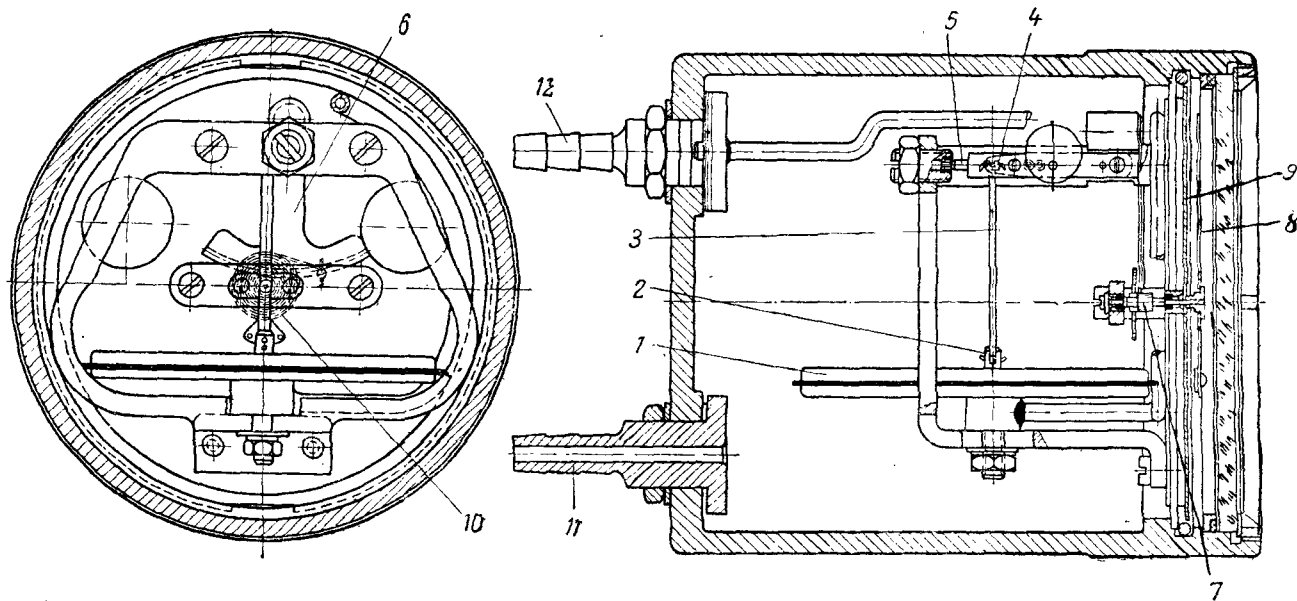
Указатель скорости УС-800 с затухающей шкалой. По мере роста скоростей полета соответственно расширяются пределы



Фиг. 90. Шкалы указателей скорости УС-800 и УС-350.

измерения указателя скорости. Это приводит к снижению точности отсчета скорости, так как на той же длине дуги шкалы располагается большее число делений. Однако очень важно сохранить точность отсчета, особенно на посадочных скоростях полета. Это требование удовлетворено в конструкции указателя скорости с затухающей шкалой УС-800 (фиг. 92). Первая половина шкалы прибора имеет крупные деления, что значительно повышает точность отсчета при малых скоростях. Вторая половина шкалы имеет меньшее расстояние между делениями, благодаря чему прибор работает в большом диапазоне скоростей. Коробка Визи этого прибора состоит из трех мембран. Передаточный механизм связан с внутренней чувствительной мембраной. Начиная с некоторой скорости, внутренняя мембрана ложится на внешнюю жесткую мембрану и прогибается вместе с ней, чем достигается «затухание» шкалы.

Механизм прибора состоит из шарнирной передачи, сектора с трибкой и волоска, выбирающего люфт, и действует аналогично механизму УС-350.



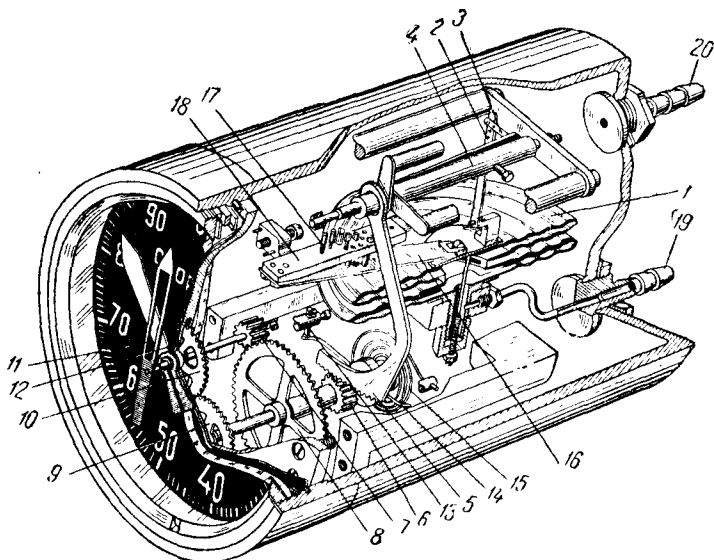
Фиг. 91. Конструкция указателя скорости УС-350:

1—коробка Види, 2—центр, 3—тяги, 4—кривошип, 5—валик, 6—сектор, 7—трибка,  
8—стрелка, 9—шкала прибора, 10—волосок, 11 и 12—штуцеры.



**Двухстрелочный указатель скорости.** Высокую точность отсчета скорости при большом диапазоне измерения дает двухстрелочный указатель скорости (фиг. 93).

Прибор имеет две стрелки — контурную и сплошную. Первая делает один оборот при увеличении скорости на 100 км/час и дает отсчет в десятках километров. Вторая стрелка делает 0,1 оборота при увеличении скоростей на 100 км/час и дает отсчет в сотнях километров.



Фиг. 93. Конструкция двухстрелочного указателя скорости:

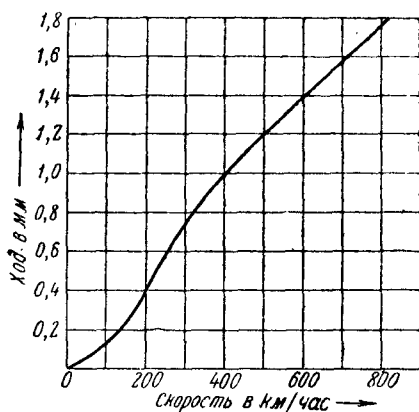
1—коробка Види, 2—тяга, 3—кривошип, 4—валик, 5—сектор, 6—трибка, 7, 8, 9, 10—шестерни, 11, 12—стрелки, 13—магнит, 14—стерженек, 15—волосок, 16—плоская пружина, 17—винт, 18—стойка, 19, 20,—штуцеры.

Прибор имеет двойную коробку Види с сообщающимися полостями. Механизм прибора состоит из шарнирной передачи, сектора с трибкой и перебора из зубчатых колес. Под действием разности давлений коробка Види 1 поворачивает валик 4 посредством тяги 2 и кривошипа 3. Вместе с валиком 4 поворачивается зубчатый сектор 5, сцепляющийся с трибкой 6. Трибка насажена на одной оси с перебором и волоском 15, выбирающим люфты.

Передаточное число от шестерни 8 к шестерне 7 равно 10:1; передаточное число от шестерни 9 к шестерне 10 равно 1:1. Поэтому стрелка 11, связанная с шестерней 7, вращается в 10 раз быстрее, чем стрелка 12, связанная с шестерней 10. Для приведения стрелок в нулевое положение имеется неподвижный магнит 13, притягивающий к себе железный

стерженек 14, который отрывается от магнита при скорости самолета 40—60 км/час; после этого прибор реагирует на все изменения скорости.

Для получения равномерной шкалы служит плоская пружина 16, упирающаяся роликом в центр коробки Види. Действие пружины регулируется винтами 17, ввинчиваемыми в стойку 18. Корпус прибора герметичен и снабжен двумя штуцерами. Один штуцер соединяет корпус со статической проводкой трубки Пито. Коробки Види соединяются штуцером 19 с динамической проводкой трубки Пито, а штуцером 20 — со статической проводкой.



Фиг. 94. График хода коробки указателя скорости УС-800.

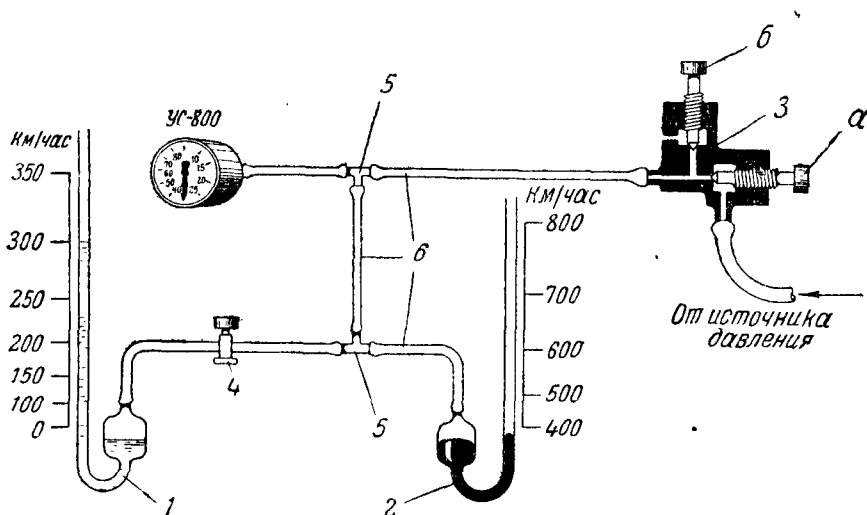
Тарировка и лабораторная проверка указателя скорости. Ход коробки Види непропорционален скорости полета (фиг. 94). Поэтому шкалы указателей скорости неравномерны, и деления шкал наносятся индивидуально для каждого прибора.

Для тарировки и проверки указателей скорости пользуются установкой (фиг. 95), снабженной двумя контрольными манометрами — водяным 1 и ртутным 2. Водяной манометр предварительно тарируют по скорости в пределах 100—350 км/час через каждые 50 км/час. Ртутный манометр тарируется в пределах 400—800 км/час через каждые 100 км/час. Манометр тарируют по аэродинамической таблице (приложение 1).

Водяным манометром пользуются при тарировке УС-350, а также при тарировке первой половины шкалы УС-800. Приборы тарируются следующим образом (фиг. 95). Посредством чашеччатого крана 3 создают поочередно давление, соответ-

ствующее точкам 100, 150, 200, 250, 300 и 350 км/час по шкале водяного манометра.

Плавным поворотом рукоятки *а*, сообщающей систему с источником давления, повышают давление в системе. Для снижения давления поворачивают рукоятку *б*, сообщающую систему с наружным воздухом (рукоятка *а* при этом завернута). При установившемся показании водяного манометра наносят соответствующую метку на шкале прибора.



Фиг. 95. Схема установки для тарировки и проверки указателя скорости:

1—водяной манометр, 2—ртутный манометр, 3—игольчатый кран, 4—зажим, 5—тройники, 6—резиновые шланги.

Для тарировки второй половины шкалы УС-800 отключают при помощи зажима 4 водяной манометр и пользуются ртутным манометром. В системе создают давление, соответствующее скорости 400, 500, 600, 700 и 800 км/час по шкале ртутного манометра, и наносят деления на шкале прибора.

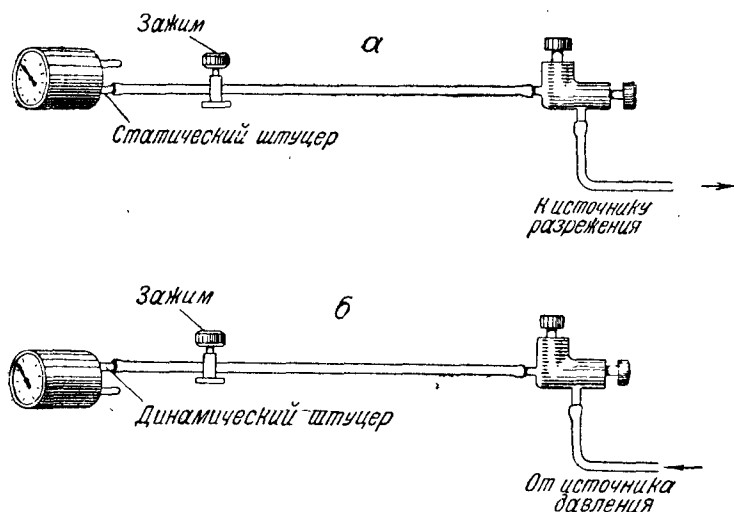
Промежуточные деления шкалы получают, разделяя нанесенные участки шкалы прибора на равные промежутки.

Для проверки готового указателя скорости пользуются такой же установкой, как для тарировки.

Если необходимо очень точно определить поправки прибора, то удобнее пользоваться манометрами, протарированными не по скорости, а в миллиметрах водяного столба. В этом случае в системе создают давление по шкале указателя ско-

рости, причем стрелку прибора устанавливают точно у деления шкалы. Показание манометра отсчитывают в мм вод. ст. и вычисляют соответствующую величину скорости по аэродинамической таблице.

Поправка прибора в данной точке равна алгебраической разности между фактическим значением скорости и показанием указателя скорости на той же точке. Поправки определяют сначала при повышении скорости до максимума, а затем,



Фиг. 96. Схема проверки указателя скорости на герметичность:  
а—проверка герметичности корпуса, б—проверка герметичности коробки Визи.

после 15-минутной выдержки, — при снижении скорости; результаты заносят в аттестат прибора. Разница между поправками, полученными при прямом и обратном ходе (вариация), не должна превышать 6 км/час для УС-350 и 10 км/час для УС-800.

Герметичность указателя скорости проверяют по схеме, показанной на фиг. 96. Для проверки герметичности корпуса (см. фиг. 96,а) в нем создают разрежение, при котором стрелка прибора укажет максимальную скорость. Затем посредством зажима отключают прибор от установки и в течение одной минуты определяют уменьшение показаний прибора, которое не должно превышать 15 км/час для УС-350 и 40 км/час для УС-800.

При проверке герметичности динамической системы (см. фиг. 96,б) внутри коробки Визи создают давление, также соответствующее максимальному показанию прибора. После

отключения прибора его показания не должны изменяться в течение одной минуты. Испытание на герметичность ведут при постукивании по корпусу прибора. Герметичность следует определять до проверки инструментальных ошибок прибора.

Указатель скорости крепится на приборных досках летчика и штурмана при помощи стандартного крепежного кольца диаметром 80 мм. Длина проводки практически не влияет на запаздывание показаний прибора. От одной трубки Пито могут работать несколько указателей, так как расход воздуха в приборах равен нулю.

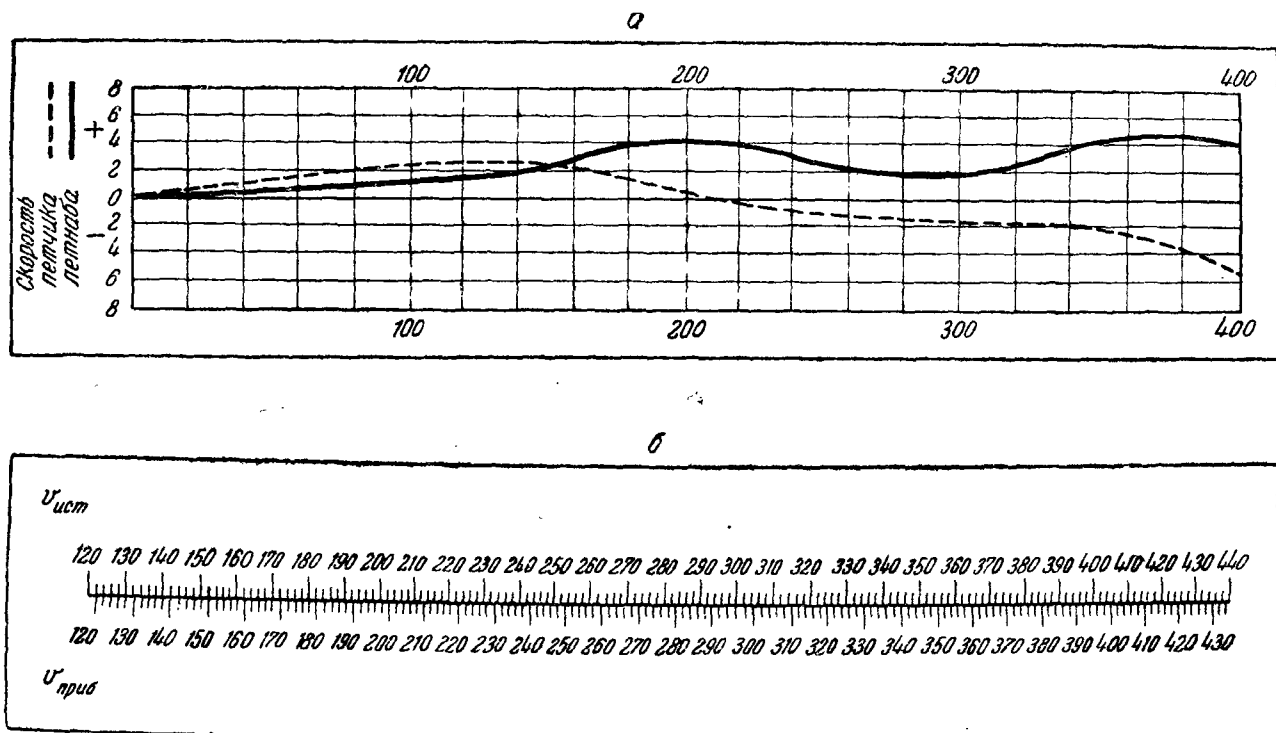
При негерметичности в соединениях, особенно в динамической проводке, возникает поток воздуха, создающий перепад давлений в трубопроводе. В результате указатель скорости воспринимает неполное давление, и в показаниях прибора возникают ошибки. Герметичность прибора проверяют до установки его на самолет в соответствии с существующими техническими условиями на приборы. Герметичность проводки проверяют в процессе прокладки трубопровода, а также по окончании монтажа всех приборов, связанных с трубкой Пито.

Проверка указателя скорости на самолете. Для точного расчета воздушной скорости штурман имеет график или шкалу инструментальных поправок указателя скорости (фиг. 97). Эти поправки определяют при лабораторной проверке указателя скорости до установки его на самолет.

При пользовании графиком берут поправку, соответствующую данной скорости, и прибавляют ее к показанию прибора. При пользовании шкалой определяют исправленное показание непосредственно по шкале против соответствующего показания прибора.

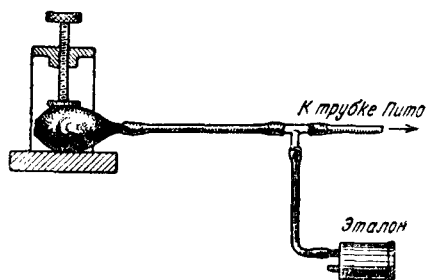
Инструментальные поправки прибора учитывают ошибки, возникающие в связи с качеством изготовления прибора и качеством материалов, из которых сделаны детали прибора. Вследствие старения материалов инструментальные поправки с течением времени изменяются, поэтому необходимо периодически проверять указатели скорости и составлять новые графики поправок. Такую проверку обычно производят непосредственно на самолете. При этом проверяют одновременно все указатели скорости, приключенные к одной трубке Пито. Проверка сводится к сличению показаний указателя скорости и эталонного прибора.

В качестве эталонного прибора можно использовать жидкостный манометр (водяной, спиртовой или ртутный), оттарированный по аэродинамической таблице (приложение 1). Однако применять жидкостные манометры в полевых условиях неудобно; кроме того, водяным манометром нельзя пользоваться



Фиг. 97. График (а) и шкала (б) инструментальных поправок указателя скорости.

зимой. Поэтому жидкостные манометры применяют в том случае, когда требуется высокая точность проверки. Обычно же в качестве эталонного прибора используют указатель скорости, тщательно выверенный в лаборатории по жидкостному манометру и снабженный графиком поправок. Эталонный прибор проверяют в лаборатории непосредственно перед проверкой приборов на самолете. Следует отметить, что нельзя точно учесть инструментальные поправки указателя скорости, так как проверка производится при одной температуре, а полет совершается при различных температурах.



Фиг. 98. Приспособления для проверки указателей скорости на самолете.

Для проверки указателя скорости на самолете пользуются приспособлением, состоящим из резиновой груши с нажимным винтом и тройника (фиг. 98). Один конец тройника соединяется с грушей, другой — с динамическим отверстием трубки Пито, третий — с эталонным прибором.

При помощи нажимного винта создают давления, соответствующие различным скоростям (соответственно диапозону указателей скорости, установленных на самолете).

Через каждые 10—20 км/час

записывают показания эталона и показания всех указателей скорости на самолете.

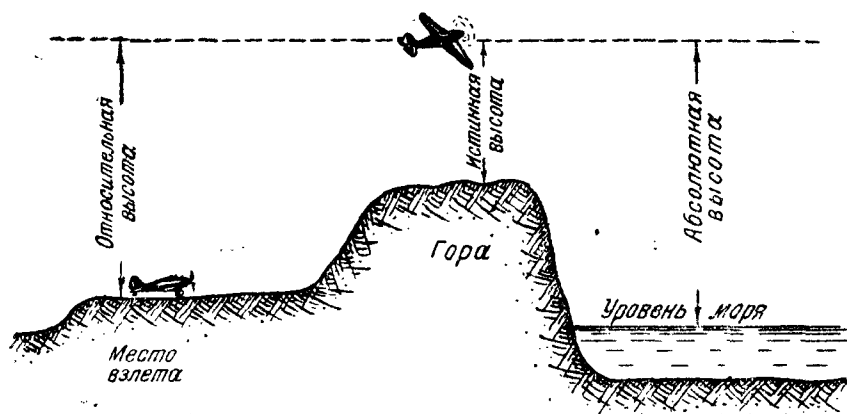
Давление, соответствующее максимальной скорости, выдерживают в течение 15 мин., затем его уменьшают и проверяют показания на тех же точках. Если эталоном является жидкостный манометр, то поправка равна разности показаний эталона и проверяемого прибора. Если же эталоном служит указатель скорости, то поправка равна разности показаний эталона и проверяемого прибора плюс поправка эталона на данной скорости. Для каждой точки выводят среднюю поправку, равную полусумме поправок при увеличении и уменьшении давления. По средним поправкам составляют график поправок указателя скорости.

Указатель скорости, установленный на самолете, может давать неверные показания не только из-за инструментальных ошибок, но и вследствие искажений, вносимых трубкой Пито. Для контроля правильности установки трубки Пито проверяют указатели скорости в воздухе методом мерного километража. Сущность этого метода состоит в сравнении показаний указа-

телей скорости с величиной воздушной скорости, которую вычисляют, замеряя время прохождения заранее намеченных мерных участков.

## § 17. Высотомер

Назначение и принцип действия. Высотомер предназначается для определения высоты полета. Летчик пользуется прибором для пилотирования самолета, а штурман — для аэронавигационных расчетов.



Фиг. 99. Высота полета самолета: относительная, истинная и абсолютная.

В зависимости от уровня отсчета различают следующие высоты полета (фиг. 99).

*Истинная высота* — это высота полета над данной местностью. При горизонтальном полете истинная высота изменяется с изменением рельефа местности.

*Абсолютная высота* — это высота полета над уровнем моря. Абсолютная высота не зависит от рельефа местности и при горизонтальном полете остается постоянной.

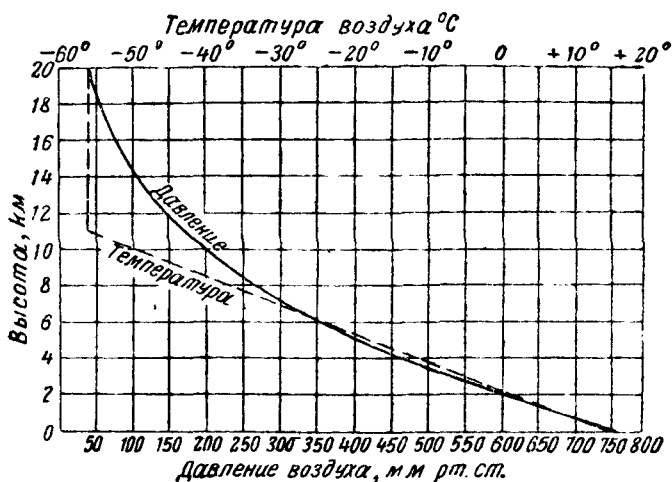
*Относительная высота* — это высота полета над каким-либо условным местом, например, местом вылета или посадки.

Для пилотирования самолета при слепом полете, а также при аэрофотосъемке и бомбометании нужно знать истинную высоту полета.

Для измерения высоты полета применяются барометрические высотомеры, построенные на принципе измерения статического давления воздуха, окружающего самолет. Метод барометрического измерения высоты основан на законе падения давления воздуха с увеличением высоты над уровнем моря.

Среднее атмосферное давление на уровне моря равно 760 мм рт. ст. Это давление принято за нормальное. С увеличением высоты над уровнем моря атмосферное давление уменьшается по определенному закону, связанному с законом изменения температуры воздуха. Температура воздуха непрерывно понижается с подъемом на высоту до нижней границы стратосферы, после чего остается постоянной или несколько повышается (фиг. 100).

Действительное распределение температур по высотам может отличаться от закона, показанного на графике фиг. 100. Встречаются слои воз-



Фиг. 100. График зависимости давления и температуры от высоты.

духа, где температура не изменяется (слой изотермии) или даже повышается (слой инверсии).

Величина, на которую понижается температура на каждый километр высоты, называется *вертикальным температурным градиентом*. Для слоя изотермии температурный градиент равен нулю, а для слоя инверсии он имеет отрицательное значение.

Средний температурный градиент определяется по формуле

$$a = \frac{T_0 - T_H}{H},$$

где  $T_0$  — температура у земли;  
 $T_H$  — температура на высоте;  
 $H$  — высота в километрах.

Средний температурный градиент имеет определенную величину для каждого времени года. Наблюдениями установлено, что среднее годовое температурный градиент равен  $8^\circ$ , а среднелинейный  $4^\circ$  на 1 км высоты. Среднегодовой температурный градиент равен  $6,5^\circ$  на 1 км или  $0,0065^\circ$  на 1 м.

Таким образом, зная температуру у земли, можно приблизительно вычислить температуру на высоте (до 11 км) по формуле

$$T_H \approx T_0 - aH.$$

Выведем закон изменения атмосферного давления в зависимости от высоты, принимая, что температура воздуха уменьшается по линейному закону с увеличением высоты от 0 до 11 км, после чего остается постоянной, равной  $-56,5^\circ\text{C}$ .

При изменении высоты на малую величину  $dH$  атмосферное давление изменяется на величину

$$dp = -\gamma dH,$$

где  $\gamma$  — весовая плотность воздуха.

Пользуясь законом Клапейрона, можно выразить плотность воздуха через давление и температуру:

$$\gamma = \frac{p}{RT_H},$$

где  $p$  — давление воздуха;

$R$  — газовая постоянная, равная  $29,27 \text{ м}^2/\text{с}^2$ ;

$T_H$  — температура в градусах Кельвина.

Так как мы приняли, что температура изменяется по линейному закону, то температуру на высоте  $H$  можно выразить через температурный градиент

$$T_H = T_0 - aH.$$

Подставляя в дифференциальное уравнение значения  $\gamma$  и  $T_H$ , получим

$$dp = -\gamma dH = -\frac{p}{RT_H} dH = -\frac{pdH}{R[T_0 - aH]}$$

или

$$\frac{dp}{p} = \frac{d(aH)}{aR(aH - T_0)}.$$

Интегрируя это уравнение в пределах от  $p_0$  до  $p_H$  и соответственно от 0 до  $H$ , получим

$$\ln \frac{p_H}{p_0} = \frac{1}{aR} \ln \left( 1 - \frac{aH}{T_0} \right),$$

откуда

$$p_H = p_0 \left( 1 - \frac{aH}{T_0} \right)^{\frac{1}{aR}},$$

где  $H$  — высота, м;

$p_H$  — давление на высоте, мм рт. ст.;

$p_0$  — давление у земли, мм рт. ст.;

$T_0$  — абсолютная температура у земли, равная  $273^\circ + t_0$ , где  $t_0$  в градусах Цельсия;

$a$  — температурный градиент.

Эта формула дает закон изменения давления воздуха с увеличением высоты до 11 000 м. Для высот более 11 000 м температура остается постоянной, равной  $T_{11}$ .

Соответственно этому дифференциальное уравнение будет иметь вид

$$dp = -\gamma dH = -\frac{p}{RT_{11}} dH$$

или

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dH}{RT_{11}}.$$

Интегрируя это уравнение в пределах от  $p_{11}$  до  $p_H$  и от 11 000 м до  $H$ , получим

$$\ln \frac{p_H}{p_{11}} = - \frac{H - 11\,000}{RT_{11}},$$

откуда

$$p_H = p_{11} e^{-\frac{H - 11\,000}{RT_{11}}},$$

где  $p_H$  — давление на высоте  $H$ ;

$p_{11}$  — давление на высоте 11 000 м;

$e$  — основание натуральных логарифмов;

$T_{11}$  — абсолютная температура на высоте 11 000 м, равная  $273 + t_{11} = 273 - 56,5 = 216,5^\circ$ .

Эта формула дает закон изменения давления для высот более 11 000 м.

По приведенным формулам рассчитана так называемая *международная стандартная атмосфера* — условный закон изменения атмосферного давления с изменением высоты над уровнем моря (фиг. 100 и табл. 5).

Таблица 5

## Международная стандартная атмосфера

Тропосфера			Стратосфера		
Высота км	Давление мм рт. ст.	Темпера- тура, °C	Высота км	Давление мм рт. ст.	Темпера- тура, °C
—1000	854,6	+21,5	11 000	169,6	—56,5
0	760,0	+15,0	12 000	144,8	—56,5
1000	674,1	+8,5	13 000	123,7	—56,5
2000	596,2	+2,0	14 000	105,6	—56,5
3000	525,7	—4,5	15 000	90,2	—56,5
4000	462,2	—11,0	16 000	77,0	—56,5
5000	405,0	—17,5	17 000	65,8	—56,5
6000	353,7	—24,0	18 000	56,2	—56,5
7000	307,8	—30,5	19 000	48,0	—56,5
8000	266,8	—37,0	20 000	41,0	—56,5
9000	230,4	—43,5			
10 000	198,1	—50,0			

Международная стандартная атмосфера положена в основу так называемой *гипсометрической таблицы* (см. приложение 2), по которой тарируется авиационный высотомер. В табл. 5 давление выражено высотой столба ртути плотностью 13,5951 г/см<sup>3</sup>, соответствующей 0° С (см. стр. 59). В

гипсометрической таблице указана также высота ртутного столба при  $20^{\circ}\text{C}$ , так как высотомеры тарируют при комнатной температуре.

При расчете международной стандартной атмосферы давление  $p_0$  принято равным 760 мм рт. ст. при  $+15^{\circ}\text{C}$ <sup>1</sup> ( $T_0 = 273 + 15 = 288^{\circ}$ ), а температурный градиент взят равным 0,0065° на 1 м при увеличении высоты до 11 000 м равным нулю для больших высот.

Практически состояние атмосферы всегда отличается от стандартных условий, и, следовательно, для вычисления истинной высоты полета в показания высотомера должны быть внесены методические поправки. Если давление у земли в пункте вылета отличается от нормального (760 мм рт. ст.), то поправку вносят, переводя стрелу высотомера специальной рукояткой.

Если температура у земли не равна  $+15^{\circ}\text{C}$ , а температурный градиент отличается от 0,0065, то высотомер будет иметь температурную методическую ошибку.

Выведем зависимость между истинной барометрической высотой и показанием высотомера при температурных условиях, отличающихся от расчетных. Вернемся к дифференциальному уравнению давления:

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

В этом уравнении можно с известным приближением принять температуру воздуха постоянной, равной среднему значению температуры столба воздуха данной высоты.

Тогда уравнение примет следующий вид:

$$\frac{dp}{p} = -\frac{dH}{RT_{\text{cp}}},$$

где

$$T_{\text{cp}} = \frac{T_0 + T_H}{2}.$$

Интегрируя уравнение в пределах от  $p_0$  до  $p_H$  и соответственно от 0 до  $H$ , получим приближенную зависимость давления от высоты и от средней температуры воздуха:

$$\ln \frac{p_H}{p_0} = -\frac{H}{RT_{\text{cp}}},$$

откуда

$$H = RT_{\text{cp}} \ln \frac{p_0}{p_H}.$$

Показания высотомера в полете равны

$$H_{\text{цр}} = RT_{\text{расч}} \ln \frac{p_0}{p_H},$$

где  $H_{\text{цр}}$  — показания высотомера;

$T_{\text{расч}}$  — средняя расчетная температура, равная

$$T_0 + aH, \text{ где } a = 0,0065.$$

<sup>1</sup> Так же, как и на стр. 104, здесь указана температура воздуха, а высота ртутного столба дана для  $0^{\circ}\text{C}$ .

Истинная барометрическая высота при этом равна

$$H_{\text{ист}} = RT_{\text{факт}} \ln \frac{p_0}{p_H},$$

где  $T_{\text{факт}}$  — действительная средняя температура, равная

$$\frac{T_{\text{земли}} + T_H}{2}.$$

По этим двум уравнениям определяют зависимость между истинной барометрической высотой и показанием высотомера:

$$\frac{H_{\text{ист}}}{H_{\text{пр}}} = \frac{T_{\text{факт}}}{T_{\text{расч}}},$$

откуда

$$H_{\text{ист}} = H_{\text{пр}} \frac{T_{\text{факт}}}{T_{\text{расч}}}.$$

Штурман вычисляет истинную барометрическую высоту при помощи аэронавигационной линейки.

Для этого последняя формула приводится к логарифмическому виду:

$$\lg H_{\text{ист}} = \lg H_{\text{пр}} + \lg T_{\text{факт}} - \lg T_{\text{расч}}.$$

Истинную высоту полета вычисляют следующим образом. Исправленное значение  $H_{\text{пр}}$  определяют алгебраическим сложением инструментальной поправки с показанием высотомера. Расчет  $H_{\text{ист}}$  делают при помощи аэронавигационной счетной линейки. Из найденной истинной барометрической высоты алгебраически вычитают поправку на топографический рельеф. Если высотомер установлен по давлению точки вылета, то поправку на рельеф берут как разность между высотой данного места земли и точкой вылета. Если же высотомер установлен по нормальному давлению (760 мм рт. ст.), то поправка на рельеф равна высоте данного места земли над уровнем моря. Величину поправки штурман берет из карты, на которой имеются отметки высот местности относительно уровня моря.

В случае если известно барометрическое давление в данной точке земли (например, сообщено по радио), высотомер можно установить по этому давлению, и в этом случае вычисленная истинная барометрическая высота будет равна истинной высоте полета.

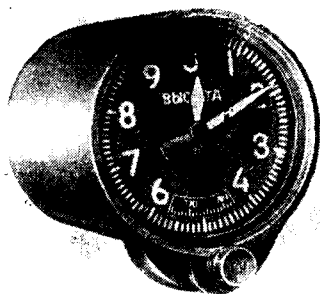
**Конструкция.** Высотомер представляет собой металлический барометр, упругим элементом которого является anerоидная коробочка (см. фиг. 50). Коробочка помещается в герметическом корпусе, который сообщается со статической камерой трубки Пито.

Внешнее давление воздуха на коробку уравнивается упругостью мембран. Прогиб центра мембраны anerоидной коробочки имеет наибольшую величину у земли и уменьшается по мере подъема на высоту, т. е. по мере уменьшения внешнего давления. Ход центра мембраны передается на указывающую стрелку посредством передаточного механизма.

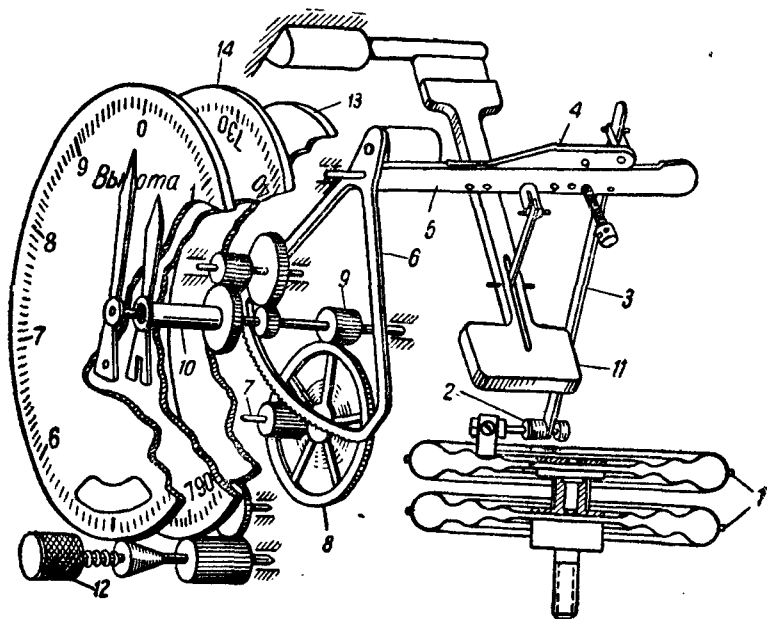
В настоящее время применяются только *двухстрелочные высотомеры*.

Показанный на фиг. 101 и 102 двухстрелочный высотомер имеет две стрелки — большую и малую; первая делает один оборот за 1000 м высоты, вторая — один оборот за 10 000 м. В качестве чувствительного элемента поставлена двойная анероидная коробка с изолированными внутренними полостями.

Механизм прибора состоит из шарнирной передачи, сектора с трибкой, пары цилиндрических шестерен и перебора из четырех цилиндрических шестерен. При уменьшении внешнего давления анероидная коробка 1 расширяется и посредством тяги 3 поворачивает валик 5 с сектором 6. Сектор вращает трибку 7 с большой шестерней 8, сцепленной с малой шестерней 9. На оси малой шестерни 9 укреплена большая стрелка. Малая



Фиг. 101. Двухстрелочный высотомер.

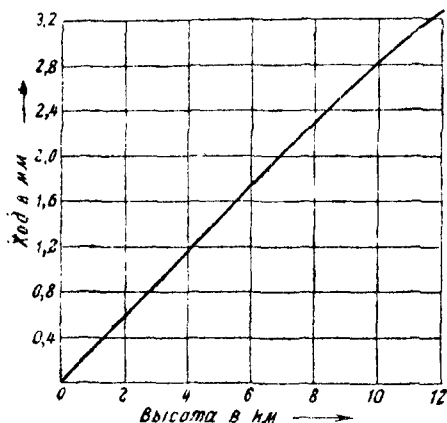


Фиг. 102. Кинематическая схема двухстрелочного высотомера:

1—анероидная коробка, 2—температурная компенсация первого рода, 3—тяга, 4—температурная компенсация второго рода, 5—валик, 6—сектор, 7—трибка, 8—большая шестерня, 9—малая шестерня, 10—ось, 11—пружинный противовес, 12—кремальера, 13—основание, 14—шкала барометрического давления.

стрелка укреплена на полой оси 10, связанной с осью большой стрелки через прибор с передаточным числом 1 : 10. Механизм снабжен температурными компенсациями первого и второго рода.

Для устранения ошибок, связанных с влиянием наклонов и вибрации, служит пружинный противовес 11, уравнивающий анероидную коробку 1. Для перевода стрелок служит кремальера 12, поворачивающая основание 13, на котором смонтирован перебор. Одновременно поворачивается сцепленная с кремальерой шкала барометрического давления 14.



Фиг. 103. График хода анероидной коробки высотомера.

Корпус прибора герметичен и сообщается со статической проводкой трубки Пито.

Получение равномерной шкалы высотомера достигается изготовлением анероидных коробок со специальной характеристикой, возрастающей по давлению.

С поднятием на высоту давление воздуха уменьшается не пропорционально высоте, а по затухающей

кривой (см. фиг. 100). Поэтому анероидная коробка, имеющая возрастающий ход по давлению, даст равномерный ход по высоте. График хода по высоте показан на фиг. 103.

Допустимые шкаловые ошибки высотомера при  $+15^{\circ}\text{C}$  составляют в начале шкалы 30 м и постепенно увеличиваются к концу шкалы, достигая 200 м. При  $+50$  и  $-45^{\circ}\text{C}$  допустимые ошибки соответственно равны 50—250 м, а при  $-60^{\circ}\text{C}$  составляют 80—300 м.

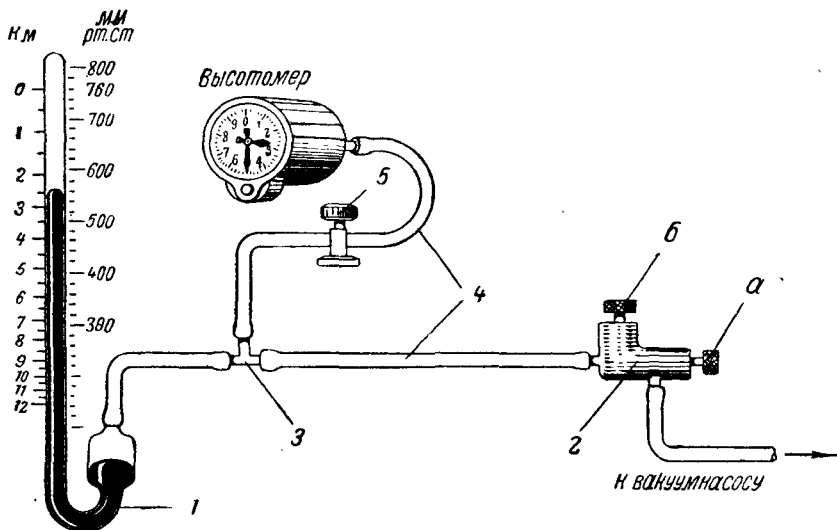
При установке барометрической шкалы высотомера соответственно атмосферному давлению в день проверки допускается несовпадение большой стрелки с нулевым индексом не более чем на три деления шкалы высот.

Высотомер выдерживает перегрузку в пределах от 124 (минимальное давление) до 780 мм рт. ст. (максимальное давление). Герметичность корпуса должна быть такой, чтобы разгерметизация внутри корпуса, соответствующее показанию 6000 м, спало за одну минуту не более чем на 100 м.

Лабораторная проверка. Установка для лабораторной проверки высотомеров (фиг. 104) состоит из ртутного

барометра 1, соединенного с вакуумнасосом через игольчатый кран 2. Проверяемый прибор присоединяется к той же системе через тройник 3. Игольчатый кран имеет такую же конструкцию, как в установке для проверки указателей скорости.

Вакуумнасос должен обеспечивать получение разрежения в системе до 100 мм рт. ст. Ртутный барометр снабжен шкалой давлений, отградуированной в мм рт. ст. Кроме того, барометр имеет вспомогательную шкалу, отградуированную по высотам



Фиг. 104. Установка для лабораторной проверки высотомеров:

1—ртутный барометр, 2—игольчатый кр. н, 3—тройник, 4—резиновые шланги, 5—зажим.

с делениями через каждые 500 м. Нуль шкалы высот совпадает с нормальным барометрическим давлением (760 мм рт. ст.).

Перед проверкой на высотомере устанавливают посредством кремальеры высоту для проверки. Эту высоту определяют по гипсометрической таблице (см. приложение 2), предварительно определив по ртутному барометру атмосферное давление. Затем вращением рукоятки кремальеры подводят большую стрелку высотомера к такому же показанию.

Для определения шкаловых ошибок высотомера посредством игольчатого крана 2 создают поочередно вакуум, соответствующий высотам 500, 1 000, 2 000 м и т. д. через каждые 1 000 м, до максимальной высоты 12 000 м.

Показания высотомера могут отличаться от показаний барометра не более чем на величину, указанную на стр. 128. После 15-минутной выдержки на высоте 12 000 м проверку ведут в

обратном порядке. Разница между ошибками, полученными при прямой и обратной проверке (вариация показаний), не должна превышать 40 м на высоте 500 м и 80 м — на остальных высотах.

Для определения герметичности корпуса создают разрежение, соответствующее высоте 6 000 м, и отключают прибор от системы при помощи зажима 5. Показания высотомера не должны изменяться более чем на 100 м за одну минуту (при постукивании по корпусу прибора).

Высотомеры крепят на приборной доске летчика и штурмана в соответствии со схемой приборного оборудования данного самолета. Их включают в статическую проводку той же трубки Пито, что и указатели скорости. Высотомер крепят к доске при помощи стандартного кольца диаметром 80 мм. Штуцер соединяют с трубопроводом дюритовым шлангом длиной 200—300 мм.

При негерметичности в соединениях могут возникнуть ошибки в показаниях высоты. Герметичность проводки проверяют в процессе прокладки, а также по окончании монтажа всех приборов, связанных с трубкой Пито.

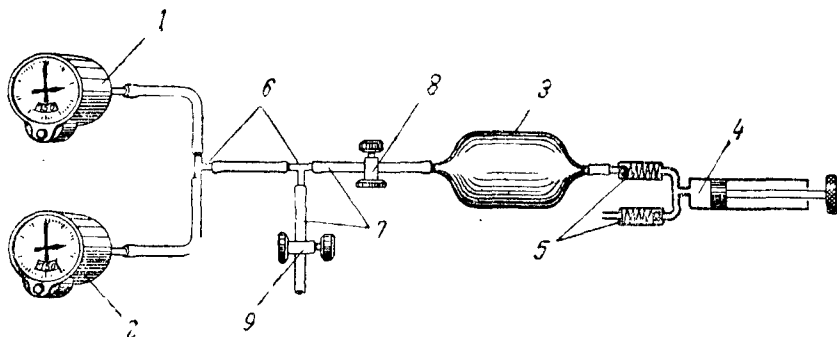
Проверка на самолете. В процессе эксплуатации высотомера шкаловые ошибки прибора могут изменяться вследствие изменения упругости анероидных коробок и старения с течением времени материалов механизма.

На самолете периодически проверяют правильность установки барометрической шкалы давлений, герметичность корпуса и шкаловые ошибки.

Для проверки барометрической шкалы высотомера необходимо определить точную величину атмосферного давления по эталонному барометру. Эту величину устанавливают на шкале давлений посредством кремальеры. Если при этом стрелки высотомера не установятся точно на нуле (при постукивании по корпусу прибора), то производят юстировку высотомера. Для этого устанавливают стрелки точно на нуль, после чего отвертывают контргайку кремальеры, оттягивают на себя рукоятку кремальеры и, вращая последнюю, устанавливают шкалу давлений на точное значение давления дня; затем вдвигают рукоятку на место и законтривают контргайку кремальеры.

Герметичность корпуса и шкаловые ошибки можно проверить при помощи приспособления, показанного на фиг. 105. Эталонный высотомер 2 должен быть точно проверен в лаборатории и снабжен таблицей поправок. Перед проверкой высотомера на самолете штуцер прибора разъединяют со статической проводкой трубки Пито и присоединяют штуцер к тройнику приспособления. Затем плотно заворачивают зажим 8 и посредством ручного насоса 4 создают вакуум в баллоне 3.

При открытом зажиме 9 устанавливают стрелки высотомеров 1 и 2 точно на нуль, после чего зажим 9 закрывают, а зажим 8 плавно открывают для получения вакуума внутри приборов. Далее проверку ведут в том же порядке, как при лабораторных испытаниях.



Фиг. 105. Схема приспособления для проверки высотомеров на самолете:

1—испытуемый высотомер, 2—эталонный высотомер, 3—форвакуумный баллон; 4—ручной насос, 5—клапан, 6—тройники, 7—резиновые шланги, 8, 9—зажимы.

Показания испытуемого высотомера на каждой из точек записывают в проверочный лист и вычисляют ошибки прибора, учитывая при этом поправки эталонного высотомера. Например, эталонный высотомер показывает точно 2000 м, а испытуемый 2080 м. Допустим, что поправка эталонного высотомера на высоте 2000 м равна +30 м. Следовательно, действительная высота равна  $2000 + 30 = 2030$  м, а поправка испытуемого высотомера равна  $2030 - 2080 = -50$  м.

Полученные поправки высотомера наносят на график, аналогичный графику поправок указателя скорости. Графиком пользуется в полете штурман самолета.

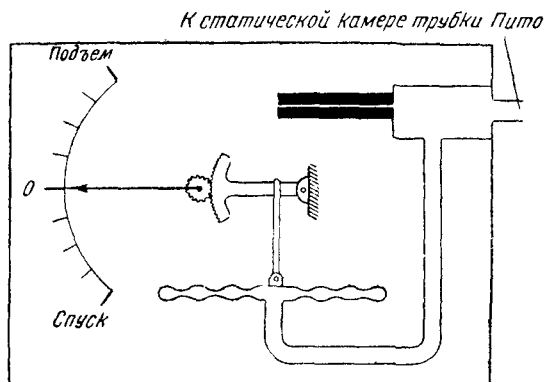
## § 18. Вариометр

**Назначение.** Вариометр указывает скорость изменения высоты полета, т. е. скорость подъема или снижения самолета. Летчик пользуется вариометром при горизонтальном полете, планировании, пикировании и наборе высоты. При горизонтальном полете высота самолета должна оставаться постоянной, но показания высотомера, особенно однострелочного, изменяются заметно только при изменении высоты на несколько десятков метров.

Будучи весьма чувствительным прибором, вариометр реагирует на незначительную скорость изменения высоты и тем са-

мым дает возможность вести самолет горизонтально. Это качество вариометра делает его особенно ценным для слепого полета.

При планировании, пикировании и наборе высоты вариометр помогает быстро установить нужный режим полета и так же быстро перейти к горизонтальному полету.



Фиг. 106. Принципиальная схема вариометра.

**Принцип действия.** В основу работы вариометра положен метод измерения относительного давления внутри замкнутого объема, сообщаемого с атмосферой через капиллярную трубку (фиг. 106).

Если самолет летит горизонтально, то давление внутри коробки Види и внутри корпуса равно атмосферному давлению воздуха. При этом коробка Види не испытывает никакой разности давлений, и указывающая стрелка стоит на нуле.

При подъеме самолета атмосферное давление воздуха уменьшается. Воздух из корпуса начинает выходить через капилляр наружу. Капилляр имеет малое сечение, вследствие чего давление воздуха внутри корпуса не успевает равняться с атмосферным давлением. При этом давление воздуха внутри корпуса больше атмосферного давления внутри коробки Види на величину, пропорциональную скорости подъема. Под влиянием этой разности давлений коробка Види сжимается и передвигает указывающую стрелку вверх от нуля. При прекращении подъема самолета внешнее давление перестает меняться, и давление внутри корпуса уравнивается с атмосферным давлением, а стрелка возвращается на нуль.

Когда самолет снижается, то атмосферное давление внутри коробки увеличивается, а давление внутри корпуса отстает на величину, пропорциональную скорости снижения. Под дей-

ствием разности давлений коробка Види расширяется и передвигает стрелку в другую сторону от нуля.

Рассмотрим закон протекания воздуха через капилляр.

При постоянной скорости изменения высоты разность давления, которая действует на коробку Види, равна:

$$\Delta p = C \frac{128 \mu l v}{a \pi d^4} \text{ мм вод. ст.,}$$

где  $C$  — скорость изменения высоты,  $\text{м/сек}$ ;

$\mu$  — коэффициент вязкости воздуха,  $\text{кгсек/м}^2$ ;

$l$  — длина капилляра,  $\text{м}$ ;

$v$  — замкнутый объем внутри корпуса,  $\text{м}^3$ ;

$a$  — постоянный коэффициент,  $\text{м}$ ;

$d$  — диаметр капилляра,  $\text{м}$ .

Из этой формулы видно, что разность давлений пропорциональна скорости изменения высоты при постоянных коэффициентах  $\mu$  и  $a$ . Однако эти коэффициенты меняются с изменением температуры. Поэтому вариометр тарируется для некоторых определенных условий полета, соответствующих высоте 3400—3700 м. При полете на другой высоте появляются методические ошибки в показаниях прибора вследствие изменения коэффициента вязкости  $\mu$  и коэффициента  $a$ .

Эти ошибки имеют заметную величину лишь при больших скоростях подъема или снижения и поэтому не имеют существенного значения для пилотирования самолета.

Важно, чтобы вариометр точно указывал нуль для выдерживания горизонтального полета. Это условие удовлетворяется, так как на нулевой точке вариометр методических ошибок не имеет.

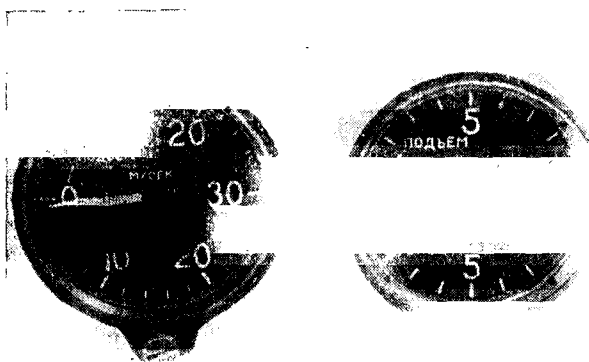
При изменении высоты полета изменяется температура окружающего воздуха. Вследствие теплопроводности корпуса прибора температура воздуха внутри корпуса будет также изменяться. Это приведет к изменению давления воздуха внутри корпуса и появится дополнительная температурная ошибка в показаниях прибора. Для уменьшения этой ошибки корпус прибора выполняют из материалов, плохо проводящих тепло.

При изменениях вертикальной скорости самолета показания вариометра несколько запаздывают, вследствие того что при изменении режима полета требуется некоторое время (несколько секунд) для установления разности давлений внутри и вне камеры.

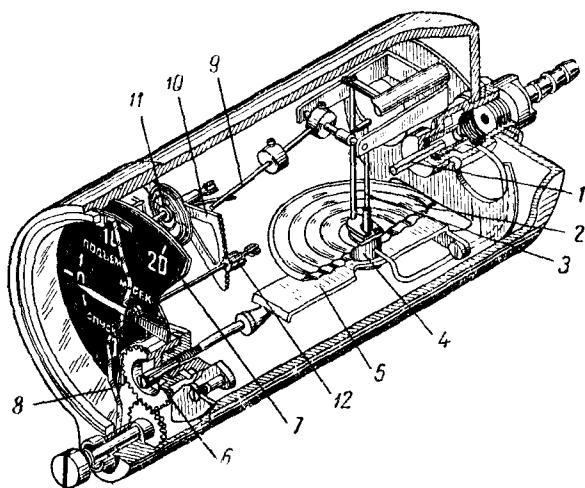
Для уменьшения запаздывания в показаниях вариометра стараются брать диаметр капилляра возможно больше, насколько позволяет чувствительность коробки Види.

**Конструкция.** До последнего времени применялись вариометры двух диапазонов: от 0 до 10  $\text{м/сек}$  (Вр-10) и от 0 до 30  $\text{м/сек}$  (Вр-30) (фиг. 107). В настоящее время стали применять единый тип вариометра на 30  $\text{м/сек}$  с затухающей шкалой; в основу его конструкции положен унифицированный механизм (см. § 19) с добавлением кулисной передачи.

Вариометры прежней конструкции на 10 и 30  $\text{м/сек}$  отличаются лишь размерами капилляров (фиг. 108). Внутренняя по-



Фиг. 107. Шкалы вариометров на 30 и 10 м/сек.



Фиг. 108. Конструкция вариометра:

1—капилляр, 2—коробка Види, 3—тяга, 4—основание коробки, 5—пружинящая пластинка, 6—юстировочный винт, 7—шкала, 8—стекло, 9—поводок, 10—сектор, 11—волосок, 12—трибка.

лость коробки Види 2 сообщается со статическим штуцером посредством трубки, проложенной внутри герметичного корпуса. Для уменьшения температурных ошибок корпус вариометра выполняется из пластмассы. Внутренность корпуса сообщается с тем же штуцером через стеклянный капилляр 1. При изменении высоты полета давление внутри корпуса не успевает сравняться с давлением внутри коробки Види и она прогибается в ту или другую сторону.

Передаточный механизм от коробки Види к стрелке состоит из трех ступеней: шарнирной передачи, поводковой передачи и сектора с трибкой. Движение центра коробки через тягу 3 и кривошип передается валику. Валик, поворачиваясь, вращает сектор 10 через поводок 9. Сектор вращает трибку 12 и стрелку, которая производит отсчет скорости подъема или снижения самолета. Люфты выбираются волоском 11, расположенным на оси сектора.

При горизонтальном полете стрелка должна находиться точно на нуле. Выверять положение стрелки нужно на земле. Если почему-либо она сместилась с нуля, то ее можно установить на нуль при помощи юстировочного приспособления. Для этого вывинчивают головку кремальеры и вытягивают ее доотказа. При этом шестерня кремальеры входит в зацепление с шестерней, связанной с юстировочным винтом 6. При вращении кремальеры юстировочный винт получает продольное перемещение по резьбе и своей конической головкой отжимает пружинящую пластинку 5, на которой укрепена коробка Види. Перемещение коробки Види передается механизмом на стрелку. После установки стрелки на нуль головку вдвигают и завинчивают доотказа.

При крутом пикировании скорость значительно превышает максимальные показания прибора и коробка Види испытывает перегрузку. Во избежание деформации коробки прибор снабжен упором, ограничивающим ход коробки при ее сжатии.

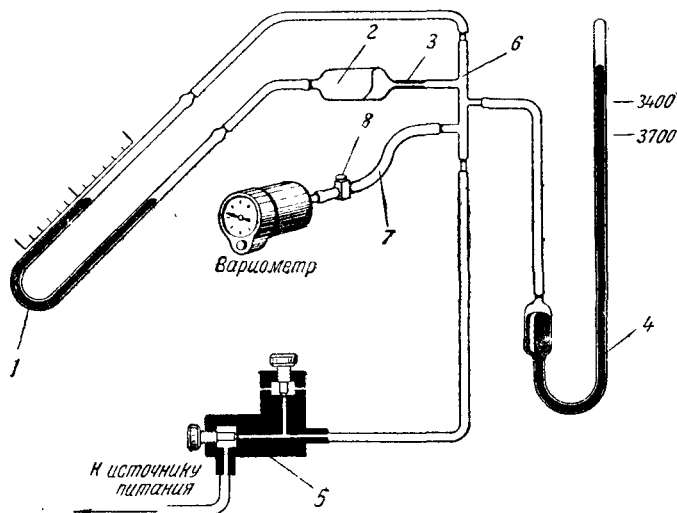
Лабораторная проверка. Допустимые погрешности вариометра Вр-10 при  $+15^{\circ}\text{C}$  равны 0,3 м/сек на точке 0 и 1 м/сек на остальных точках; при  $+50$  и  $-45^{\circ}\text{C}$  погрешности могут увеличиться в 1,5 раза.

Допустимые погрешности вариометра Вр-30 при  $+15^{\circ}\text{C}$  составляют 1 м/сек на точке 0 и 3 м/сек на остальных точках; при  $+50$  и  $-45^{\circ}\text{C}$  погрешности Вр-30 на точке 0 могут достигать до 1,5 м/сек.

Испытание вариометра на герметичность производится аналогично испытанию указателя скорости (см. фиг. 96). Статический штуцер прибора соединяют с ртутным манометром и через игольчатый кран — с источником вакуума. Затем плавно увеличивают разрежение с такой скоростью, чтобы показания

прибора не превосходили максимального значения, до тех пор пока в системе не создается разрежение 700 мм вод. ст., после чего кран плотно закрывают. Снижение давления за 1 минуту не должно превышать 3 мм рт. ст.

Шкаловые ошибки вариометра определяют по схеме, показанной на фиг. 109. Основной частью проверочной установки



Фиг. 109. Схема установки для проверки вариометров:

1—спиртовой манометр, 2—баллон, 3—капилляр, 4—ртутный барометр, 5—игольчатый кран, 6—коллектор, 7—резиновый шланг, 8—зажим.

является контрольный вариометр, состоящий из спиртового манометра 1, который сообщается через баллон 2 с капилляром 3.

Предварительно контрольный вариометр тарируется при помощи ртутного барометра 4, на шкале которого нанесены две точки, соответствующие высотам 3400 и 3700 м. При этом закрывают зажим 8 и посредством крана 5 плавно увеличивают разрежение в системе, поддерживая постоянную разность давлений по шкале манометра 1. Одновременно засекают секундомер время прохождения уровня ртути барометра 4 между давлениями 3400 и 3700 м.

Вертикальную скорость подъема определяют путем деления разности высот  $3700 - 3400 = 300$  м на измеренное время. Например, при времени, равном 10 сек., скорость подъема будет равна  $\frac{300}{10} = 30$  м/сек.

Полученное значение скорости подъема наносят на шкале спиртового манометра 1 на том уровне, который поддержи-

вается при создании разрежения. Меняя краном 5 скорость откачки, наносят возможно большее число точек в пределах от 0 до 30 м/сек.

При определении скорости спуска спиртовой манометр 1 тарируют таким же способом по уменьшающемуся разрежению в системе. При этом определяют время прохождения уровня ртути барометра в обратном направлении — от точки, соответствующей высоте 3700 м, до точки, соответствующей высоте 3400 м.

Для определения шкаловых ошибок вариометров открывают зажим 8 и посредством крана 5 поддерживают постоянную скорость изменения высоты по шкале контрольного вариометра. При этом определяют поправку к показаниям испытуемого вариометра; поправки вариометра определяют для каждого деления шкалы.

При установке вариометра на самолет статический штуцер прибора должен обязательно соединяться со статической проводкой трубки Пито во избежание искажения показаний вариометра из-за колебаний давления воздуха внутри кабины.

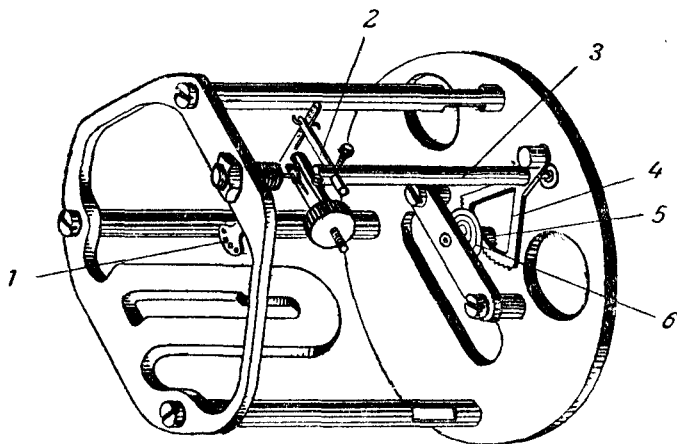
## § 19. Манометрические приборы с унифицированным механизмом

Более совершенным типом механизма манометрических приборов является унифицированный механизм. Применение этого механизма сводит к единому типу различные конструкции манометрических приборов, которые были описаны выше: мановакуумметр, указатель бензиномера, указатель скорости УС-350, указатель скорости с затухающей шкалой УС-800 и вариометры на 10 и 30 м/сек. Унификация механизмов этих приборов упрощает их производство, ремонт и эксплуатацию.

Общий вид унифицированного механизма с входящими в него типовыми деталями показан на фиг. 110. Механизм состоит из двух ступеней передач: шарнирной и зубчатой. Перемещение центра коробки передается через тягу 1 и кривошип 2 переходной оси 3. Вместе с переходной осью поворачивается сектор 4, находящийся в зацеплении с трибкой 5. Люфты механизма выбираются волоском 6. Указывающая стрелка расположена на оси трибки 5.

По сравнению с прежними конструкциями унифицированный механизм обладает меньшим трением благодаря уменьшению модуля зацепления до 0,15 (вместо 0,2) и диаметра осей до 0,4 (вместо 0,8). Герметичность корпуса приборов улучшена путем посадки резиновой уплотнительной прокладки (под стеклом) непосредственно на уступ в корпусе без применения металлического кольца.

Взаимное расположение типовых деталей в унифицированном механизме несколько изменяется в зависимости от типа прибора. В некоторых типах приборов добавляются отдельные узлы, например, биметаллическая компенсация или юстировочный узел. На фиг. 111 показано применение унифицированного механизма для различных манометрических приборов.



Фиг. 110. Унифицированный механизм для манометрических приборов:

1—тяга, 2—кривошип, 3—валик, 4—сектор, 5—трибка, 6—волосок.

Мановакуумметр снабжен биметаллическим компенсатором первого рода, укрепленным на коробке, и биметаллическим компенсатором второго рода, укрепленным на переходной оси, а также юстировочным приспособлением, позволяющим точно установить стрелку по давлению.

Юстировочный узел состоит из эксцентрика, упирающегося в плоскую пружину, на свободном конце которой укреплена коробка. При вращении эксцентрика пружина прогибается вместе с коробкой. Это перемещение передается через передаточный механизм на стрелку прибора. Юстировку производят специальным ключом через отверстие в корпусе прибора, закрываемое пробкой. Юстировочным приспособлением мановакуумметра пользуются только при регулировании на заводе или при ремонте.

Указатель бензиномера не имеет биметаллических компенсаторов и юстировочного приспособления; коробка укреплена непосредственно на плате. Динамический штуцер указателя бензиномера снабжен демпфером.

Указатели скорости на 350 и 800 км/час также не имеют биметаллических компенсаторов и юстировочного приспособле-

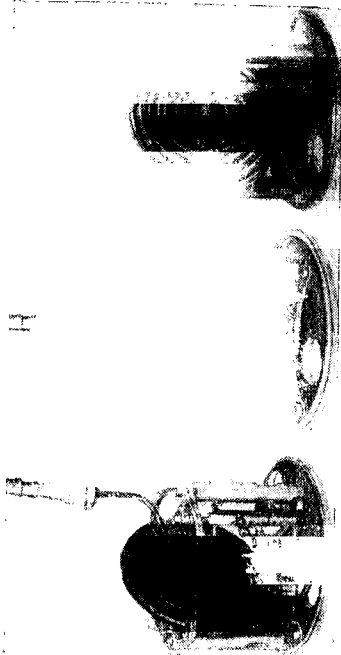
ния. УС-800 отличается от УС-350 применением трехмембранной коробки с затухающей характеристикой. Для получения нужного затухания шкалы средней мембране сообщают начальный натяг при помощи упора, закрепленного на одной из стоек механизма.

Вариометры на 10 и 30 м/сек снабжены юстировочным узлом такой же конструкции, как у мановакуумметра. Стрелку устанавливают на нуль при помощи кремальеры, связанной через пару шестерен с эксцентриком юстировочного узла.

Капилляр вариометров смонтирован на внутренней стороне статического штуцера, посредством которого коробка Види сообщается с трубкой Пито. Волосок, выбирающий люфты вариометра, укреплен в отличие от других приборов не на оси трибки, а на переходной оси.

По сравнению с прежней конструкцией унифицированный вариометр имеет повышенную вибрационную устойчивость благодаря сокращению ступеней числа передачи с трех до двух (аннулирована поводковая ступень передачи). Кроме того у таких вариометров повышена мощность коробки Види за счет увеличения ее хода.

Эксплуатационные характеристики манометрических приборов с унифицированным механизмом, методика их проверки и монтаж на самолете полностью соответствуют аналогичным приборам прежней конструкции.



Фиг. 111. Манометрические приборы с унифицированным механизмом:

а—УС-800, б—УС-350, в—указатель бензиномера.



---

## ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

### МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

#### § 20. Сведения о земном магнетизме

Для определения курса самолета в авиации применяются компасы, работа которых основана на взаимодействии магнитного поля Земли с магнетизмом самого прибора.

*Магнетизм* — особое физическое свойство, которым обладают некоторые металлы (железо, никель, кобальт) и их сплавы. Это свойство проявляется в способности притягивать к себе частицы железа или в способности к намагничиванию. Куски стали, обладающие такими свойствами, называются *магнитами*.

Если подвесить магнит в горизонтальном положении, то он устанавливается так, что один конец его направлен на север, другой на юг. Конец магнита, направленный на север, называется северным полюсом его и обозначается буквой N, другой конец, направленный на юг, называется южным полюсом и обозначается буквой S. Одноименные полюсы двух магнитов отталкиваются друг от друга, разноименные — притягиваются.

Окружающее магнит пространство, в котором проявляются магнитные действия, называется *магнитным полем*.

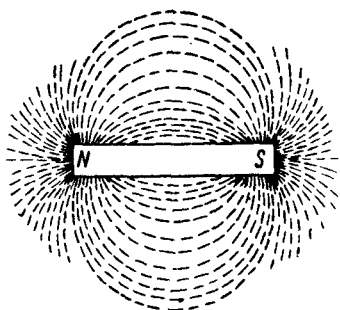
Воображаемые линии, в направлении которых действует сила магнита, называются *магнитными силовыми линиями*.

Если на лист бумаги, положенной на магнит, насыпать железных опилок, то они намагничиваются и располагаются по дугообразным линиям, совпадающим с направлением магнитных силовых линий (фиг. 112).

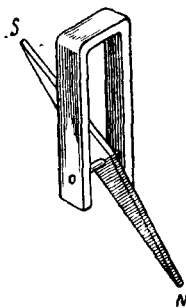
Подвижная магнитная стрелка в поле большого магнита всегда устанавливается своей продольной осью по направлению магнитных силовых линий магнита; при этом северный и южный полюсы стрелки обращены к противоположным полюсам большого магнита.

Тот факт, что подвижная магнитная стрелка, удаленная от всяких магнитных и железных масс, всегда устанавливается в определенном направлении, показывает, что вокруг земного

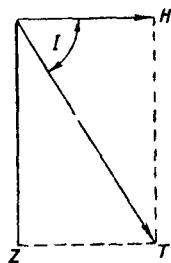
шара также существует магнитное поле, а сам земной шар является большим естественным магнитом. Магнитные полюсы Земли располагаются вблизи ее географических полюсов не вполне симметрично: один магнитный полюс находится недалеко от северного полюса Земли северо-западнее Гудзонава залива (около  $70^\circ$  северной широты и  $95^\circ$  западной долготы), другой — в южном полушарии, в северной части материка Виктории (около  $72,5^\circ$  южной широты и  $154^\circ$  восточной долготы).



Фиг. 112. Поле постоянного магнита.



Фиг. 113. Магнитная стрелка на горизонтальной оси.



Фиг. 114. Составляющие земного магнитного поля.

Наименование северного и южного магнитных полюсов, так же как и аналогичные наименования полюсов в магнитной стрелке, условны. Северным магнитным полюсом Земли называют тот полюс, который расположен географически в северном полушарии, но который притягивает северный же полюс магнитной стрелки. Иначе говоря, условно считают, что северный магнитный полюс Земли обладает южным магнетизмом, а южный полюс — северным магнетизмом.

Направление магнитного поля Земли почти во всех точках земного шара (за исключением так называемого магнитного экватора) наклонно к горизонту. Это легко обнаружить, если подвесить магнитную стрелку на горизонтальной оси, проходящей через центр тяжести стрелки (фиг. 113).

Полную силу земного магнетизма  $T$  можно разложить на вертикальную  $Z$  и горизонтальную  $H$  составляющие (фиг. 114). Угол между  $H$  и  $T$  называется *углом наклона*. Горизонтальная составляющая  $H$  является той силой, которая заставляет свободно подвешенную магнитную стрелку устанавливаться по направлению север—юг, вертикальная же составляющая  $Z$  наклоняет стрелку.

Стрелка, свободно вращающаяся вокруг горизонтальной оси, на магнитном полюсе становилась бы вертикально, а на экваторе — горизонтально. Для всех других широт стрелка будет находиться под некоторым углом  $I$ ; в наших широтах (Москва) угол магнитного наклона  $I$  приблизительно равен  $70^\circ$ .

В северном полушарии магнитная стрелка компаса, установленная на острие, стремится наклониться своим северным концом вниз под действием вертикальной составляющей земного поля. Для уничтожения этого наклона южный конец стрелки в компасах делают более тяжелым (в южном полушарии нужно утяжелять северный конец стрелки компаса).

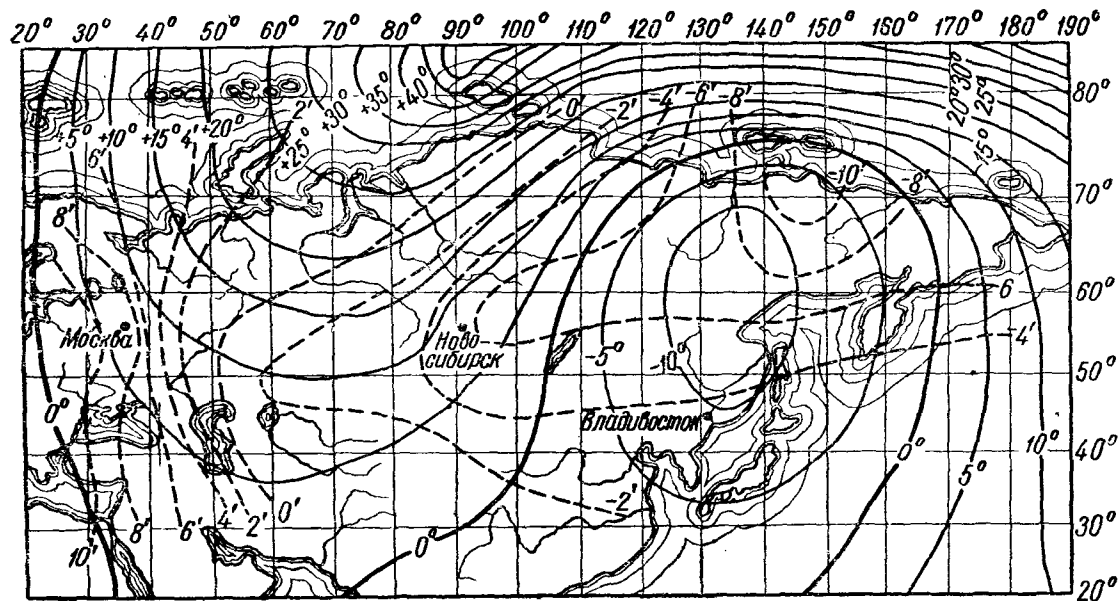
Горизонтальная составляющая  $H$  не совпадает с направлением географического меридиана данного места, хотя это несовпадение имеет небольшую величину. Направление горизонтальной составляющей  $H$ , по которому устанавливается магнитная стрелка, называется *магнитным меридианом* данного места.

Угол между магнитным и географическим меридианами называется *углом склонения*, или просто *склонением*. Склонение считается положительным (знак  $+$ ), если стрелка отклонена северным концом к востоку от географического меридиана, и отрицательным (знак  $-$ ), если стрелка отклонена к западу. Величина склонения для разных пунктов земного шара различна по величине и по знаку.

Для аэронавигации необходимо точное знание величин склонения, так как, измеряя курс по карте от географического меридиана, приходится в то же время пользоваться магнитной стрелкой, устанавливающейся в плоскости магнитного меридиана. Если не учесть склонения, то нельзя вести самолет по заданному направлению. Величина склонений определяется по специальным картам магнитных склонений, на которых нанесены линии, соединяющие места равных магнитных склонений; эти линии называются *изогонами*.

Склонение не является постоянным, оно меняется со временем, причем величина изменения обычно не превышает 10 мин. за год. Определять величину изменения склонений можно при помощи специальной карты, являющейся дополнением к карте магнитных склонений. На этой карте проведены линии одинаковых годовичных изменений склонений. Величины изменений даны на карте в минутах (фиг. 115).

Имеются районы, где наблюдается резкое изменение нормального распределения склонения (склонение у поверхности земли достигает  $180^\circ$ ). Такие районы, называемые *районами магнитных аномалий*, отмечаются на картах магнитных аномалий.



Фиг. 115. Карта равных магнитных склонений и равных годовых изменений склонения:

— линии магнитных склонений,  
 - - - годовые изменения.

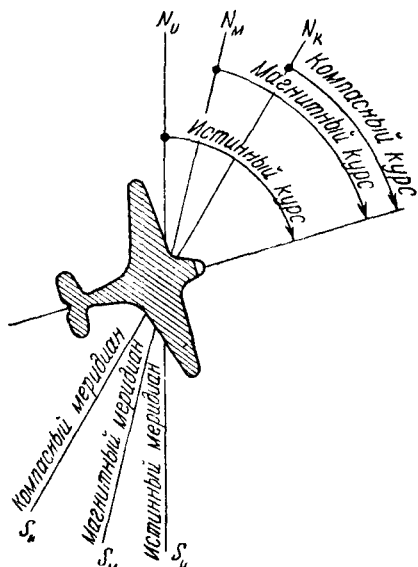
## § 21. Общие сведения о магнитных компасах

**Назначение.** Компас служит для определения и сохранения курса самолета. *Курсом самолета* называется угол между северным направлением меридиана и продольной осью самолета. Курс отсчитывают от северного направления меридиана по движению часовой стрелки до направления продольной оси самолета. Курс может быть истинным, магнитным и компасным, соответственно тому, от

какого меридиана ведут отсчет (фиг. 116).

Курс, отсчитанный от географического меридиана, называется *истинным курсом*. Курс, отсчитанный от магнитного меридиана, т. е. от направления, которое показывает стрелка, свободная от влияния железных и стальных масс самолета, называется *магнитным курсом*. Курс, отсчитанный от компасного меридиана, т. е. от направления, которое показывает компасная стрелка, расположенная вблизи самолетного железа и стали, называется *компасным курсом*.

Несовпадение компасного и магнитного меридианов объясняется тем, что магнитная стрелка компаса отклоняется



Фиг. 116. Истинный, магнитный и компасный курсы самолета.

под действием стальных деталей самолета. Угол между северными направлениями магнитного и компасного меридианов называется *девиацией компаса*. По аналогии со склонением девиацию называют восточной (+), если северный конец магнитной стрелки отклоняется вправо от меридиана, и западной (—), если северный конец стрелки отклоняется влево от меридиана. Девиация (ошибка) компаса является величиной переменной для каждого курса самолета.

Действие стальных деталей самолета на магнит компаса объясняется тем, что линии земного магнитного поля, проходя через различные стальные детали самолета, намагничивают их. В результате сложения основного земного магнитного поля и всех индуктированных полей в стальных и железных частях самолета устанавливается магнитное поле самолета. Оно не-

сколько отличается от земного магнитного поля по силе и направлению. Каждое изменение положения самолета вызывает изменение магнитного поля самолета.

Стрелка компаса устанавливается по направлению суммарного магнитного поля Земли и самолета.

При выполнении аэронавигационных расчетов приходится часто переходить от одного курса к другому. Для перехода от компасного курса к магнитному алгебраически прибавляют к компасному курсу величину девиации:

$$MK = KK + \Delta_K.$$

Для перехода от магнитного курса к компасному алгебраически вычитают из магнитного курса величину девиации:

$$KK = MK - \Delta_K.$$

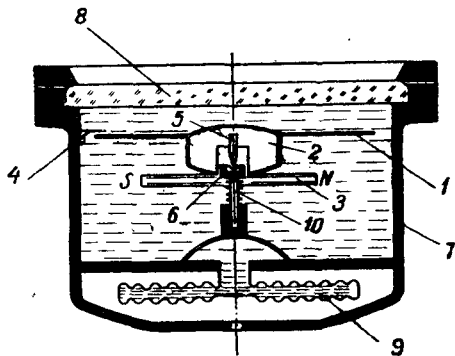
Для перехода от магнитного курса к истинному алгебраически прибавляют к магнитному курсу магнитное склонение:

$$IK = MK + \Delta_M.$$

Для перехода от истинного курса к магнитному алгебраически вычитают из истинного курса величину магнитного склонения:

$$MK = IK - \Delta_M.$$

Элементы и характеристики компасов. Основной частью компаса является магнитная система компаса, носящая название *картушки* (фиг. 117). Картушка компаса представляет собой тонкий латунный или алюминиевый диск, разбитый на 360 градусов. Этот диск, или лимб, имеет пустотелый поплавком, уменьшающий вес картушки в жидкости. Под поплавком к диску симметрично прикреплены пара или несколько пар магнитов. Оси магнитов параллельны линии 0—180° лимба, называемой *осью картушки*. Одноименные полюсы магнитов направлены в одну сторону. Картушка компаса опирается шпилькой на чашечку из твердого камня (сапфир, агат), вделанную в колонку компаса и называемую *топкой*.



Фиг. 117. Схема устройства магнитного компаса:

1 — лимб картушки, 2 — поплавок, 3 — магнит, 4 — курсовая черта, 5 — шпилька, 6 — топка, 7 — жидкость, 8 — стекло, 9 — мембранная камера, 10 — ось.

Оси магнитов параллельны линии 0—180° лимба, называемой *осью картушки*. Одноименные полюсы магнитов направлены в одну сторону. Картушка компаса опирается шпилькой на чашечку из твердого камня (сапфир, агат), вделанную в колонку компаса и называемую *топкой*.

Внутри котелка, который представляет собой алюминиевый сосуд, герметически закрытый стеклянной крышкой, помещается колонка, служащая опорой для картушки компаса. Под стеклом находится *курсовая черта* — тонкая проволока, установленная против лимба и служащая индексом при отсчете курса картушки по компасу. В котелок налита жидкость для демпфирования колебаний картушки. Котелок соединяется с мембранной камерой, изготовленной из тонкой гофрированной латуни. Камера служит для компенсации изменений объема жидкости при изменении температуры.

Разобранная схема устройства магнитного компаса представляет собой основу конструкций всех авиационных компасов. Различные типы компасов отличаются лишь приспособлениями для амортизации, освещением шкалы, формой картушки, компенсационными приспособлениями и другими деталями.

Летчик должен вести самолет по строго заданному курсу, следовательно, компас, предназначенный для летчика, должен быть прежде всего удобным для наблюдения за курсом самолета. Компас летчика называется *путевым*. На обязанности штурмана лежит расчет курса самолета, и компас штурмана должен позволять быстро и точно производить цифровые отсчеты курса самолета в каждый данный момент. Компас штурмана называется *главным*.

Картушка магнитного компаса представляет собой наиболее ответственный узел, и от ее качества зависит работа компаса в целом. Если вывести картушку из меридиана, то она стремится возвратиться в свое первоначальное положение. Но при своем обратном движении картушка пройдет нулевое положение, отклонится в обратную сторону и подобно маятнику будет колебаться в ту или другую сторону.

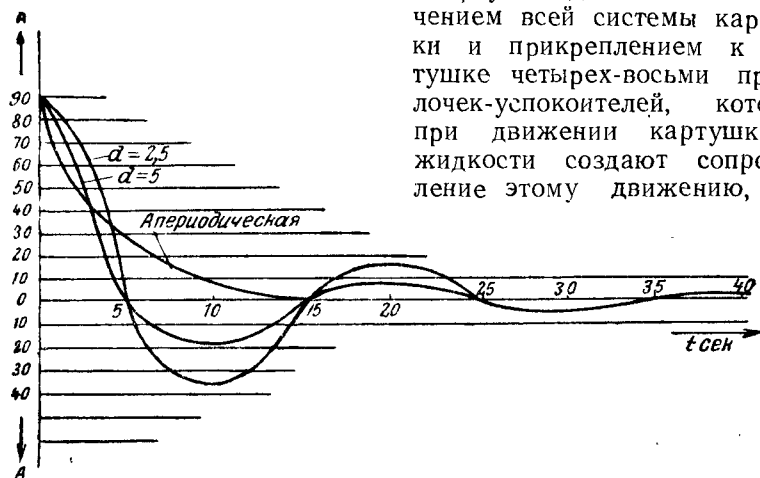
При отсутствии трения и сопротивления жидкости качание картушки продолжалось бы неопределенно долгое время. Такие колебания называются *незатухающими*.

В действительности на картушку компаса действуют силы трения и сопротивление жидкости, вследствие чего размахи колебаний (амплитуда) постепенно уменьшаются. Такие колебания называются *затухающими*. Отношение двух смежных амплитуд называется *декрементом затухания*. Очевидно, для картушки компаса эта величина всегда больше единицы.

Величина декремента и период колебания характеризуют картушку компаса: чем больше декремент и чем меньше период, тем быстрее устанавливается картушка в положение равновесия; чем больше декремент затухания, тем скорее вернется компас к нулевому положению. На фиг. 118 показаны гра-

фики затухания трех компасов. Декременты затухания двух из них равны 2,5 и 5 при равных периодах. Компас, имеющий декремент 5, вернется к меридиану скорее, чем компас, имеющий декремент 2,5.

Если сила, вызывающая затухание, достаточно велика, то картушка возвращается к положению равновесия, не совершая ни одного колебания. Такой компас называется *апериодическим*. Апериодичность компасных картушек достигается облегчением всей системы картушки и прикреплением к картушке четырех-восьми проволочек-успокоителей, которые при движении картушки в жидкости создают сопротивление этому движению, бы-



Фиг. 118. Графики затухания магнитных компасов.

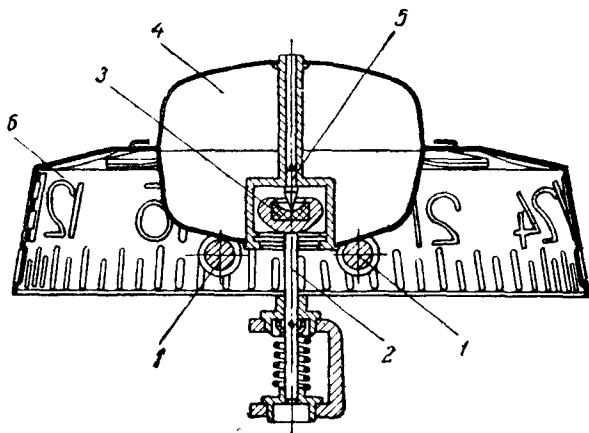
стро возрастающее с увеличением скорости движения картушки.

Если отклонить картушку компаса на некоторый угол, то вследствие трения в топке картушка возвращается не точно в первоначальное положение. Величина, на которую картушка не доходит до первоначального положения, называется *застоем картушки*. Застой картушки тем меньше, чем больше магнитный момент ее и чем больше горизонтальная составляющая земного поля. Застой увеличивается с увеличением трения шпильки картушки о топку. Качество картушки компаса тем выше, чем меньше ее застой. Вследствие вибрации компаса величина застоя в полете при обычных температурах редко превышает  $1^\circ$ .

*Увлечением компаса* называется угол, на который жидкость увлекает картушку компаса при повороте компаса на  $360^\circ$ . Увлечение компаса — явление крайне нежелательное, так как при изменении курса самолета по картушке, увлеченной за котелком, нельзя определить угол поворота. Чем больше поверхность картушки и чем ближе она находится к стенкам ко-

телка, тем больше увлечение. Увлечение компаса является одной из причин, препятствующих увеличению сопротивления жидкости, выгодному в других отношениях.

Картушка, являющаяся чувствительным элементом компаса, состоит из системы магнитов, лимба, или заменяющих его затухателей, топки, или шпильки, и поплавка. На фиг. 119 показано устройство катушки с вертикальным лимбом. Такие катушки имеют небольшой декремент затухания, приблизительно равный 3—3,5.



Фиг. 119. Устройство катушки с вертикальным лимбом:  
1—магниты, 2—колонка, 3—топка, 4—поплавок, 5—шпилька, 6—лимб,

Центр тяжести катушки должен находиться ниже точки опоры, т. е. ниже острия шпильки. Лимб и поплавок делаются из тонкого материала. Шпилька изготавливается из иридия или из твердой стали и имеет на острие радиус закругления 0,1—0,2 мм, так как более острая шпилька может повредить топку. Соскакиванию катушки с колонки препятствует специальная пружинящая шайба.

Поплавок спаян оловом на бескислотном флюсе. Все детали катушки, кроме шпильки, покрыты специальным защитным лаком.

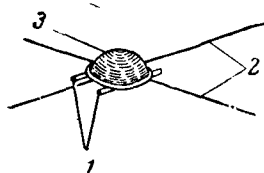
Лимб разградуирован на 360°. Цена деления зависит от диаметра лимба и назначения компаса; для пилотских компасов цена деления принимается 2—5°, для штурманских 1—2°.

У компасов, имеющих большой декремент затухания, лимб на катушке отсутствует, а вместо него радиально расположено несколько усиков-затухателей (фиг. 120).

Колонка компаса (фиг. 121), поддерживающая катушку, служит также для амортизации колебаний, вызванных вибра-

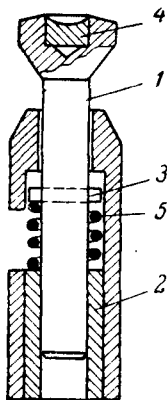
цией самолета. Радиус закругления агатовой или сапфировой топки равен 2—3 мм. Колонка устанавливается на дне котелка компаса.

Внутреннюю поверхность котелка, изготовленного из алюминиевого литья, делают гладкой для уменьшения увлечения жидкости при поворотах самолета. Котелок пропитывают жидким стеклом или специальным лаком для увеличения герметичности. Негерметичность котелка ведет к утечке лигроина и образованию пузыря.



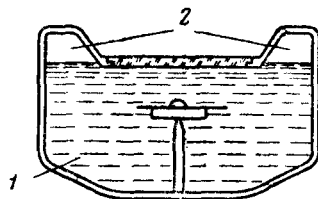
Фиг. 120. Картушка с затухателями без лимба:

1 — магниты, 2 — затухатели, 3 — поплавок.



Фиг. 121. Колонка компаса:

1 — колонка, 2 — стойка, 3 — штифт, 4 — топка, 5 — пружина.



Фиг. 122. Компенсационная камера в компасе:

1 — лигроин, 2 — воздух.

В котелке должна быть предусмотрена компенсация изменения объема жидкости при изменении температуры. Эта компенсация осуществляется при помощи мембранной коробки, как было указано на фиг. 117, или же посредством специальной компенсационной камеры (фиг. 122). Объем камеры должен обеспечивать нормальную работу компаса при температуре от  $+50$  до  $-70^{\circ}\text{C}$ . Компенсационная камера несколько увеличивает габариты компаса; но применение ее является лучшим способом компенсации изменения объема жидкости.

Жидкость, наполняющая котелок и окружающая картушку, служит для демпфирования ее колебаний и уменьшения трения топки о шпильку. Прежде компасы заполняли спиртом в различных водных растворах; в настоящее время компасы заполняют лигроином.

Котелки имеют специальное отверстие для заполнения жидкостью, закрываемое металлической пробкой со свинцовой прокладкой. Некоторые компасы имеют специальную камеру для установки лампочки освещения шкалы прибора. Иногда

патрон лампочки крепят на небольшом кронштейне снаружи компаса.

Курсовая черта, представляющая собой тонкую проволочку, прикреплена к котелку компаса на винтах. В компасах с горизонтальной картушкой устанавливается плоскопараллельное стекло. В компасах с вертикальной картушкой применяются сферические или чаще цилиндрические стекла. Во избежание искажений и ошибок при отсчете показаний стекла должны быть геометрически правильными.

## § 22. Типы компасов, их конструкция и монтаж

Универсальным типом компаса является компас А-4, который применяется в качестве путевого и главного компаса. В качестве путевого компаса летчики применяют также компас КИ-11.

Компас А-4 (фиг. 123) применяется в качестве главного компаса в кабине штурмана и в качестве путевого в кабине летчика.

Картушка компаса имеет два цилиндрических магнита, прикрепленных к поплавку. Отсчет производится посредством четырех затухателей, на которых нанесены цифры 0, 1, 2 и 3, обозначающие сотни градусов. Угол между затухателями 0 и 3 равен  $60^\circ$ ; между остальными парами затухателей угол  $100^\circ$ . К котелку компаса прикреплена стоградусная шкала с ценой делений  $1^\circ$ ; деление  $50^\circ$  заменяет курсовую черту.

При отсчете курса сотни градусов показывает цифра на затухателе, установившаяся против шкалы, десятки и единицы — цифра на шкале против затухателя.

Кроме этих затухателей, имеются еще два укороченных затухателя, расположенные параллельно магнитам картушки, т. е. по линии магнитного меридиана. Эти затухатели образуют стрелку компаса, причем северный конец стрелки окрашен в красный цвет. Назначение стрелки — показывать общее направление на север, так как затухатель с цифрой 0 не показывает этого направления.

Для лучшего демпфирования картушка компаса изготовлена в виде юбочки. Колонка снабжена пружинной амортизацией.

Снизу к котелку прикреплен девиационный прибор для компенсации полукруговой девиации (устройство и принцип действия девиационного прибора описаны ниже, см. § 23). Котелок компаса заполнен лигроином.

Объемная компенсация компаса А-4 устроена следующим образом. В верхней части котелка располагается дополнитель-

ная кольцеобразная камера, частично заполненная лигроином (компенсационная камера). Эта камера сообщается с котелком через кольцевой вырез. Уровень жидкости в котелке компаса всегда выше нижней поверхности стекла. Нижняя поверхность стекла имеет некоторую выпуклость для отвода пузырьков воздуха, которые появляются при эволюциях самолета. Уменьшение объема жидкости в котелке, происходящее при понижении температуры, компенсируется жидкостью, поступающей из компенсационной камеры. Так как изменение атмосферного давления не влияет на изменение объема жидкости внутри котелка, компас может работать на любых высотах.

Освещается компас электрической лампочкой, получающей питание от бортовой сети.

Лампочка светит в торец стекла компаса и освещает шкалу прибора.

На фиг. 124 приведены кривые затухания компаса А-4 при различных температурах. Время дохода до нуля при отклонении от магнитного меридиана на  $90^\circ$ , характеризующее момент инерции равно 5 сек. при нормальной температуре. Время успокоения компаса при отклонении на  $90^\circ$  от магнитного меридиана равно 25 сек. при нормальной температуре.

Увлечение при угловой скорости, равной  $\frac{1}{10}$  об/сек, составляет до  $3^\circ$  при нормальной температуре. Компас работает нормально при кренах до  $17^\circ$ .

Вес картушки в воздухе 10,5 г, в лигроине — до 2 г.

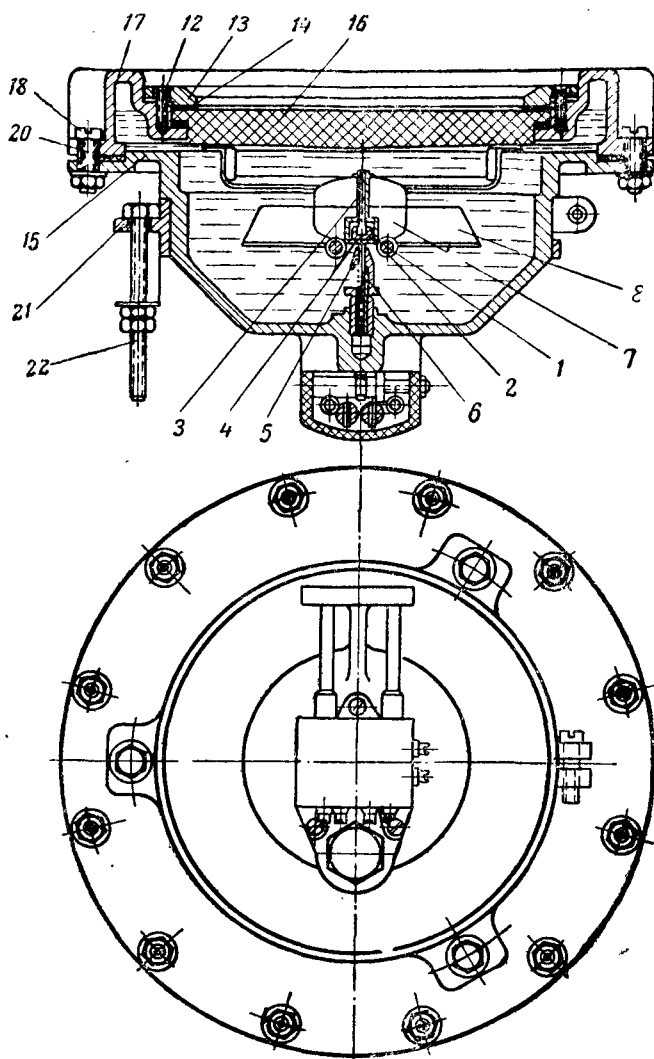
Компас имеет два магнита из железоникельалюминиевой стали диаметром 3 мм и длиной 32 мм. Магнитный момент каждого магнита не менее 80 ед. CGSM.

Компас КИ-11 (фиг. 125) является путевым компасом и устанавливается в кабине пилота. Компас имеет вертикальную шкалу картушки. Лимб прибора разбит на деления по  $5^\circ$  с оцифровкой через  $30^\circ$ .

Курс отсчитывается непосредственно по картушке против курсовой черты, установленной между стеклом и картушкой. Картушка компаса поплавковая с одной парой магнитов. Колонка амортизирована винтовой пружиной. Объемная компенсация осуществляется при помощи компенсационной камеры, расположенной в верхней части котелка. Вследствие того что изменение атмосферного давления не влияет на объем жидкости внутри котелка, компас может работать на больших высотах.

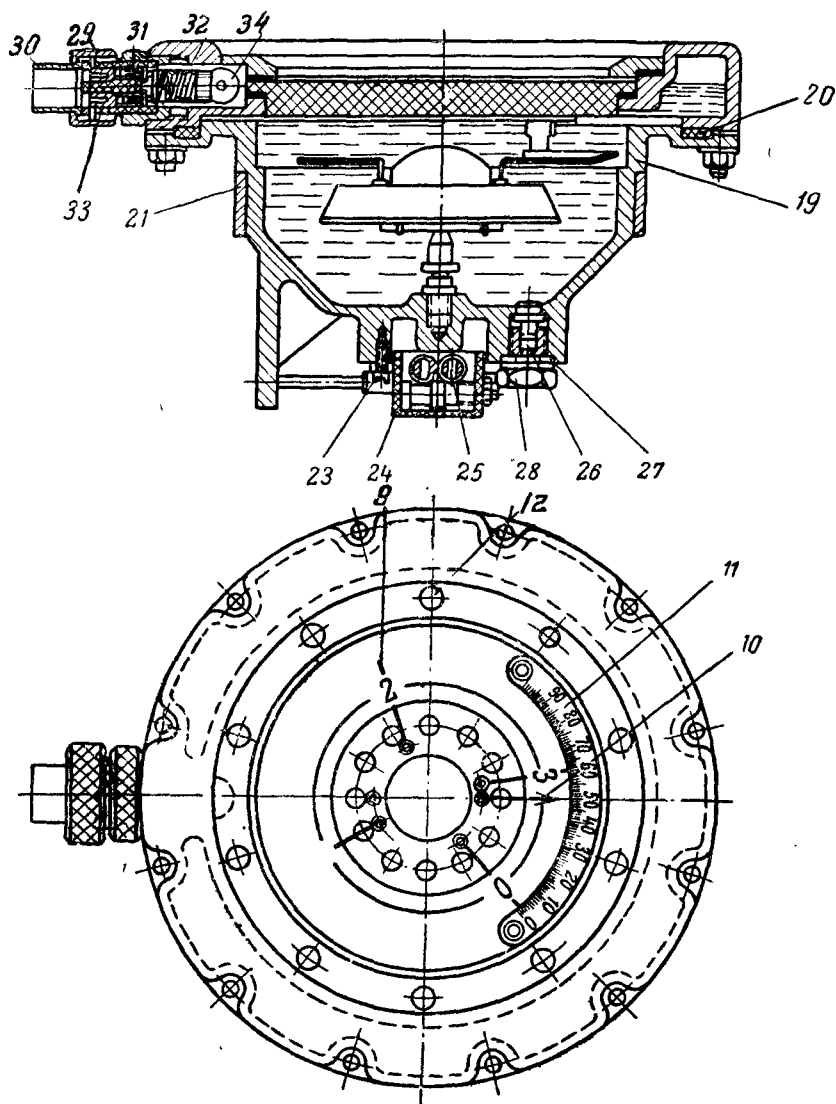
Стекло компаса представляет собой выпукло-вогнутую линзу, вследствие чего картушка видна несколько увеличенной.

Лампочка для освещения компаса КИ-11 рассчитана на питание от бортовой сети самолета.



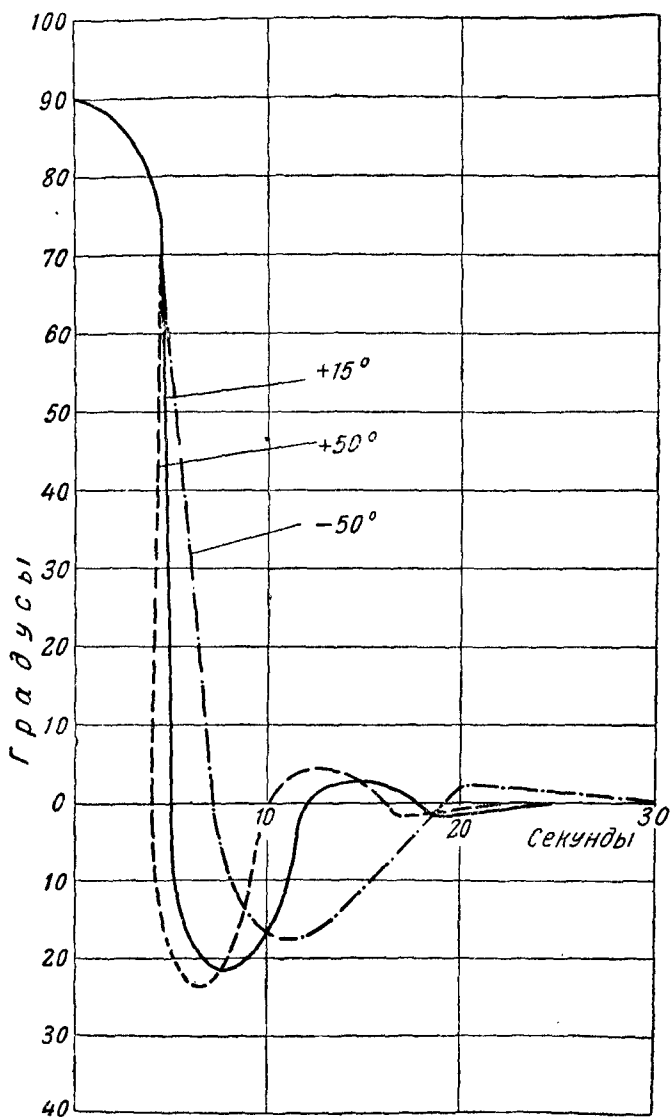
Фиг. 123. Конструк

1—магнит, 2—шпилька, 3—втулка, 4—топка, 5—колонка, 6—амортизационная пружина, 7—поплавок, 8—демпфер, 9—успокоители с цифрами, 10—стрелка, 11—шкала, 12—винты крепления стекла, 13—прижимное кольцо, 14—резиновая прокладка, 15—пробковая прокладка, 16—стекло, 17—крышка, 18—винты крепления крышки,



ция компаса А-4:

19—котелок, 20—пробковая прокладка, 21—крепежное кольцо, 22—крепежные болты, 23—винты крепления девиационного прибора, 24—корпус девиационного прибора, 25—магниты девиационного прибора, 26—наливное отверстие, 27—свинцовая прокладка, 28—пробка, 29—накидная гайка, 30—инпелль, 31—гайка, 32—штепсельная вилка с цоколем, 33—штепсель с винтом, 34—электролампочка.



Фиг. 124. Кривые затухания компаса А-4 при разных температурах.

Компас устанавливается на приборной доске пилота так, чтобы при положении самолета в линии полета картушка компаса была строго горизонтальна. Компас устанавливают на приборной доске в отверстие диаметром 80 мм и крепят при помощи крепежного кольца.

Декремент затухания компаса около 3,5; время успокоения около 25 сек.; угол увлечения при скорости вращения компаса, равной  $\frac{1}{10}$  об/сек, составляет 15—20°; застой меньше 0,5°.

На фиг. 126 приведены кривые затухания компаса КИ-11 при различных температурах.

Время дохода до нуля при отклонении от магнитного меридиана на 90° составляет около 3 сек. при нормальной температуре. Время успокоения при отклонении на 90° от магнитного меридиана составляет около 20 сек. при нормальной температуре. Декремент затухания компаса около 3,5.

Угол увлечения при скорости вращения компаса, равной  $\frac{1}{10}$  об/сек, составляет 15—20° при нормальной температуре.

Вес картушки в воздухе 9,5 г, в лигронне — около 2 г.

Магниты в компасе КИ-11 такие же, как и в компасе А-4.

Монтаж компасов на самолете. При установке компаса на самолете необходимо учитывать следующие требования.

Пилот должен хорошо видеть компас, не изменяя положения головы. Лучше всего пользоваться компасом с вертикальной картушкой, установленным в верхней части приборной доски прямо против пилота.

Для штурмана лучше всего устанавливать компас прямо перед его рабочим местом, несколько ниже уровня глаз.

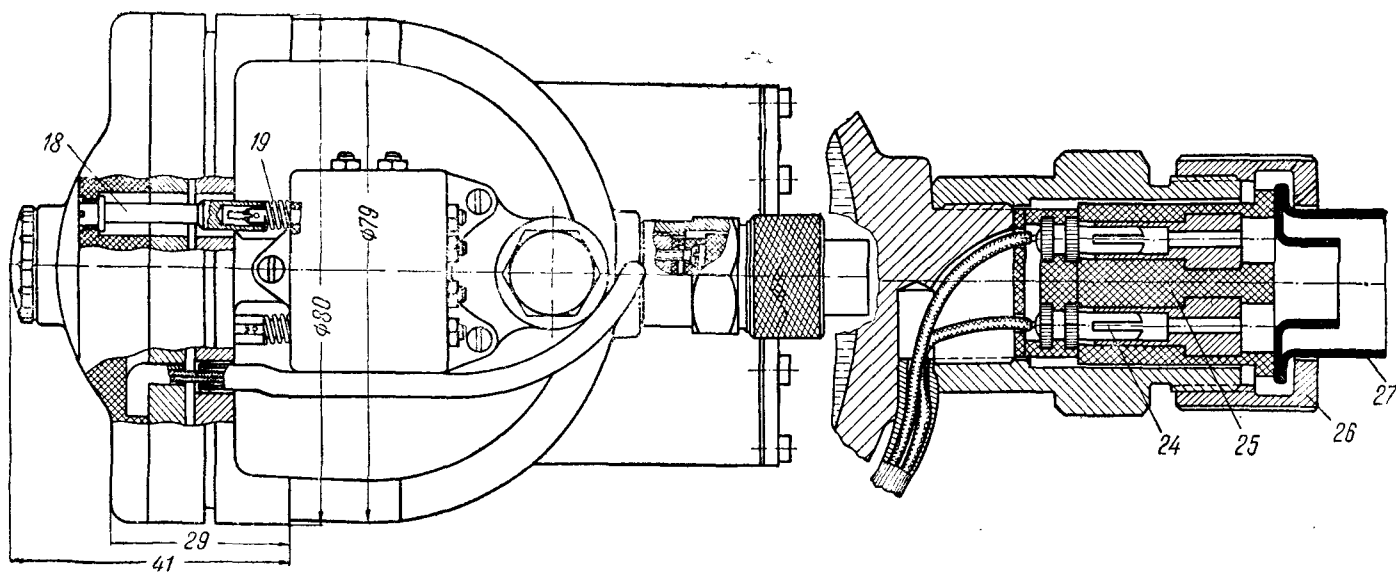
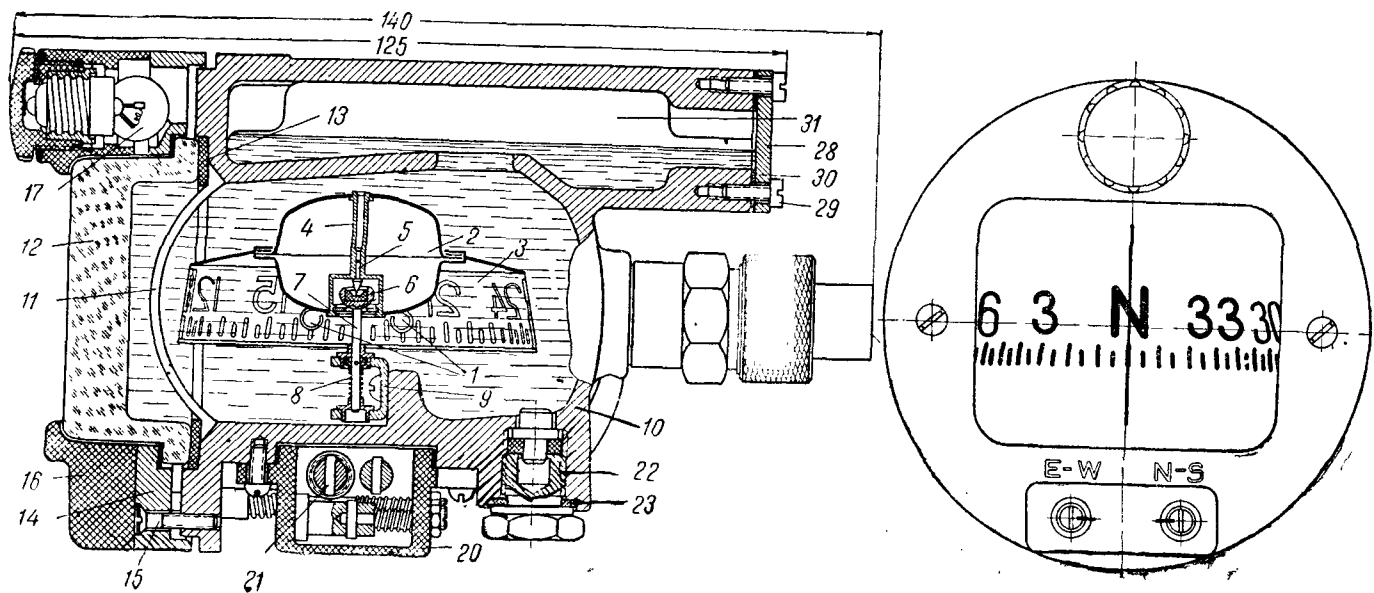
Компас нужно устанавливать дальше от постоянных и особенно от переменных магнитных полей, имеющих на самолете.

Следует помнить, что *действие куска стали на магнитную стрелку обратно пропорционально кубу расстояния между ними*; поэтому иногда достаточно отодвинуть компас от источника магнитного поля на несколько сантиметров, чтобы получить заметное уменьшение девиации.

Электрические приборы на самолете нужно обязательно экранировать, а электропроводку постоянного тока вести бифилярно, т. е. свивать провода от плюса бортовой сети с проводами от минуса.

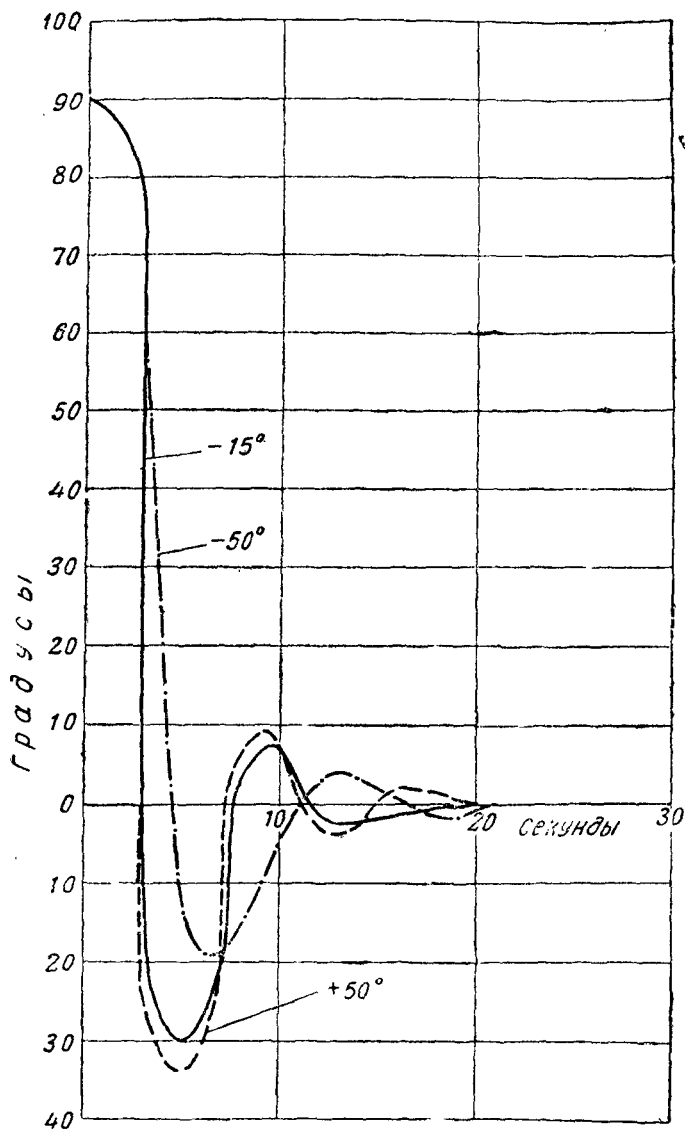
Установка компаса должна обеспечивать легкий доступ к девиационному прибору и к стопорному винту его крепежного кольца.

Курсовая черта компаса должна находиться в плоскости симметрии самолета или быть ей параллельной.



Фиг. 125. Конструкция компаса КИ-11:

1—магниты, 2—поплавок, 3—лимб, 4—штулка, 5—шпилька, 6—топка, 7—колонка, 8—амортизационная пружина, 9—скоба, 10—котелок, 11—курсовая черта, 12—стекло, 13—прокладка, 14—кольцо крепления стекла, 15—винты крепления стекла, 16—декоративное кольцо, 17—электролампочка, 18—винт девиационного прибора, 19—тормозящая пружина, 20—корпус девиационного прибора, 21—девиационные магниты, 22—пробка наливного отверстия, 23—свинцовая прокладка, 24—вилка, 25—штепсель, 26—накидная гайка, 27—ниппель, 28—крышка, 29—винты крепления крышки, 30—прокладка, 31—высотная камера.



Фиг. 126. Кривые затухания компаса КИ-11 при разных температурах.

## § 23. Девияция магнитного компаса

Сведения из теории девиации. Брусok железа, внесенный в магнитное поле, начинает проявлять свойства магнита, т. е. притягивать к себе железные и стальные предметы и отклонять магнитную стрелку в том или ином направлении. Свойство магнитного поля возбуждать магнетизм в каждом куске железа, внесенном в него, называется *магнитной индукцией железа*. По характеру влияния на него магнитной индукции железо может быть двух родов: твердое и мягкое.

*Железо, твердое в магнитном отношении*, плохо поддается намагничиванию, но, будучи намагничено, с большим трудом теряет свой магнетизм по окончании воздействия внешнего магнитного поля. Такое железо обладает *задерживающей*, или *коэрцитивной, силой*. Большой коэрцитивной силой обладает сильно закаленная сталь и сплавы ее с другими металлами.

*Железо, мягкое в магнитном отношении*, находясь под влиянием любого, даже слабого намагничивающего источника, намагничивается очень легко, но сохраняет магнитные свойства лишь до тех пор, пока на него действует этот источник. Примером такого железа является мягкое поделочное железо, ковкий чугун и т. д. Коэрцитивная сила такого железа близка к нулю. При этом мягкое железо никогда не бывает таким чистым, чтобы после прекращения действия поля в нем не оставалось некоторого незначительного остаточного магнетизма.

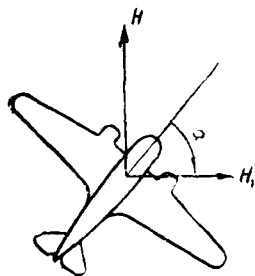
Компас, установленный на самолете, находится в магнитном поле, которое складывается из двух полей: магнитного поля Земли и магнитного поля самолета. Магнитное поле самолета создается источниками магнитного влияния, находящимися на самом самолете. Магнитное поле самолета можно разложить на два поля: постоянное магнитное поле самолета, сохраняющее свои размеры и направление относительно оси самолета, и переменное магнитное поле самолета, изменяющееся по направлению и по силе при изменении положения самолета относительно меридиана.

Постоянное магнитное поле создают стальные части (твердое железо) самолета и его оборудования. Они представляют собой постоянные магниты, так как сталь удерживает в течение долгого времени наведенный тем или иным путем магнетизм. Переменное магнитное поле создают железные предметы (мягкое железо), так как они обладают способностью немедленно намагничиваться в магнитном поле Земли вследствие индукции.

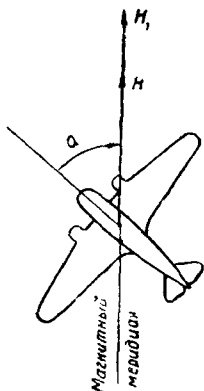
Девияция, вызываемая постоянным магнитным полем самолета, сравнительно велика (до  $40^\circ$  и более), тогда как де-

виация, вызываемая переменным магнитным полем, обычно мала. Объясняется это тем, что в основном в конструкцию самолетов входит сталь, а мягкое железо сравнительно мало.

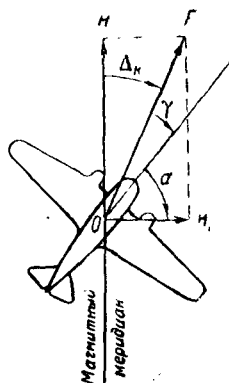
На фиг. 127 буквой  $H$  обозначена горизонтальная составляющая земного магнитного поля, а  $H_1$  — горизонтальная составляющая постоянного магнитного поля самолета. Направление вектора  $H_1$  составляет с осью самолета некоторый угол, неизменный при повороте самолета и установке его на любой курс.



Фиг. 127. Горизонтальная составляющая земного магнетизма и девиация.



Фиг. 128. Отсутствие девиации при совпадении векторов  $H$  и  $H_1$ .



Фиг. 129. Появление девиации при несовпадении векторов  $H$  и  $H_1$ .

Если установить самолет так, чтобы векторы  $H$  и  $H_1$  совпали (фиг. 128), девиация будет равна нулю.

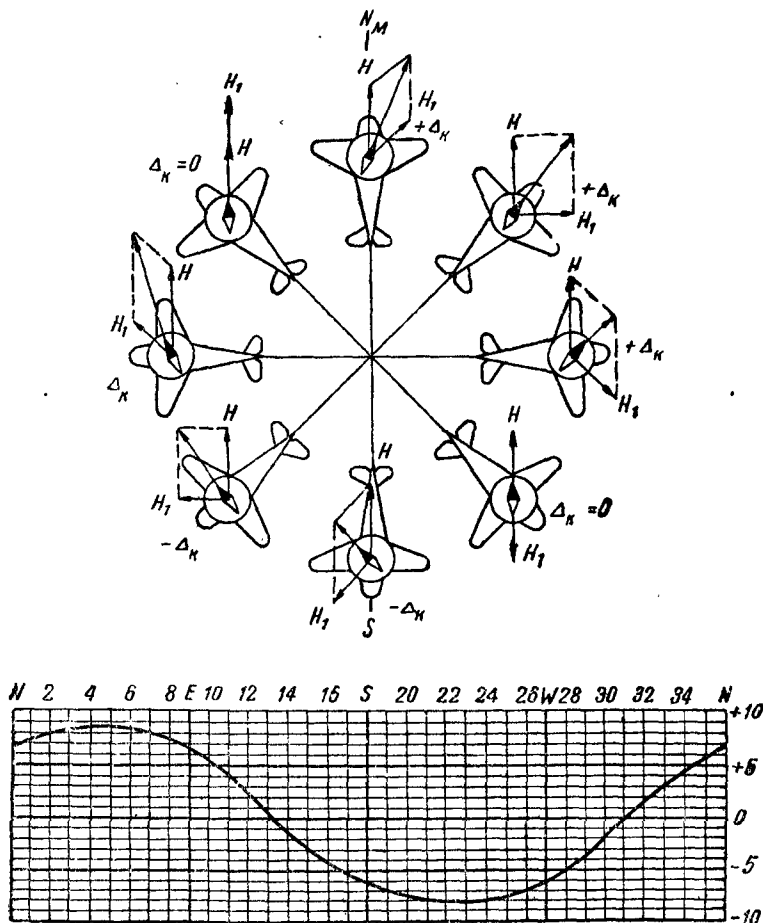
Если продолжать поворачивать самолет по часовой стрелке, то силы  $H$  и  $H_1$ , складываясь, будут давать равнодействующую  $F$  (фиг. 129). Магнитная стрелка компаса установится в направлении этой равнодействующей, т. е. направление линии  $OF$  будет компасным меридианом, угол  $\gamma$  будет компасным курсом, а угол  $NOF$  — девиацией  $\Delta_k$  на этом курсе. Таким образом девиация является разностью между магнитным и компасным курсами.

Продолжая поворачивать самолет, можно видеть, что девиация достигнет максимальной величины, затем будет уменьшаться и, наконец, дойдет до нуля, когда вектор  $H_1$  будет направлен в сторону, противоположную вектору  $H$  (фиг. 130). При дальнейшем повороте самолета девиация опять начнет увеличиваться до максимального значения, но будет иметь уже противоположный знак.

Следовательно, девиация, возникающая под влиянием постоянного магнитного поля самолета, при развороте самолета

на  $360^\circ$  придет к нулю два раза и два раза переменит свой знак; такая девиация называется *полукруговой*.

Девиация, вызываемая мягким железом, за время разворота самолета на  $360^\circ$  изменяет свой знак четыре раза и на-



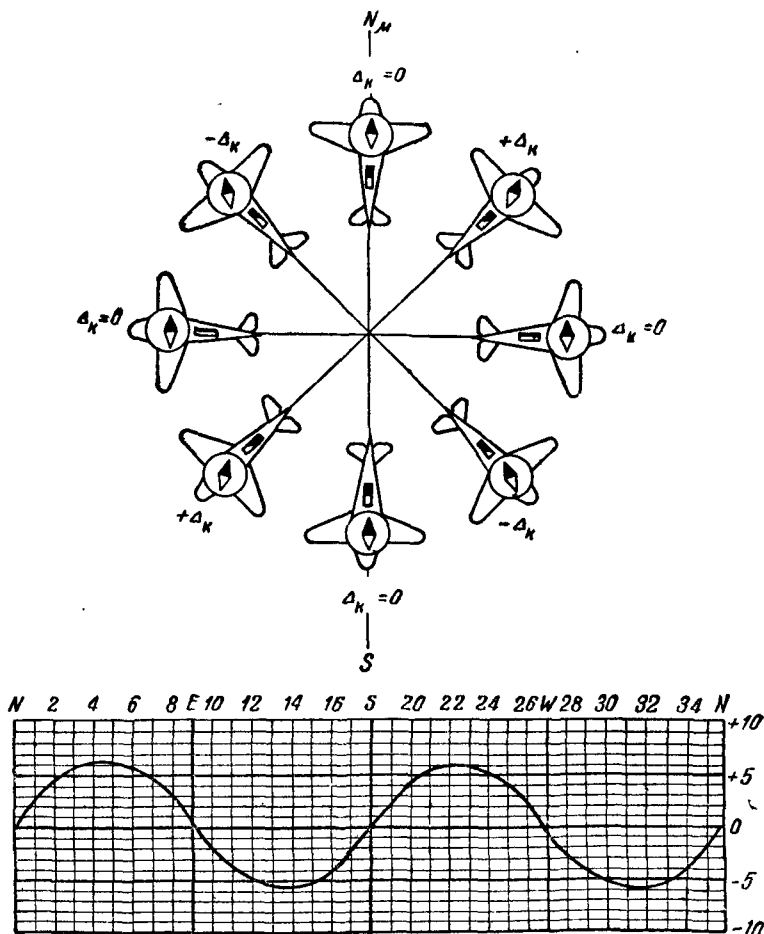
Фиг. 130. Полукруговая девиация.

зывается *четвертной*. На фиг. 131 изображено появление четвертной девиации в том случае, если на самолете вблизи компаса помещен железный стержень, расположенный вдоль продольной оси самолета.

При установке самолета на север в железном стержне под влиянием земного магнитного поля возникнет магнетизм, при-

чем северный полюс будет на том конце стержня, который направлен на север. В этом случае девиация равна нулю.

При установке самолета на курс  $45^\circ$  стержень, притягивая южный конец стрелки компаса, вызовет девиацию со знаком плюс.



Фиг. 131. Четвертная девиация.

При установке самолета на курс  $90^\circ$  девиация будет вновь равна нулю, так как железный стержень станет перпендикулярно направлению земного магнитного поля.

На курсе  $135^\circ$  северный полюс образуется на другом конце железного стержня и стрелка компаса отклонится влево.

На курсе  $180^\circ$  девиация будет опять равна нулю.

Продолжая поворачивать самолет и устанавливая его на курс  $225$ ,  $270$  и  $315^\circ$ , увидим, что девиация будет иметь знак плюс, затем уменьшится на курсе  $270^\circ$  до нуля, а на курсе  $315^\circ$  будет иметь знак минус.

Девиацию компаса на самолете определяют путем последовательной установки самолета на восемь основных магнитных курсов с одновременным отсчетом компасных курсов. Разность между магнитным и компасным курсами является девиацией для данного магнитного курса.

Кривая девиации математически выражается формулой

$$\Delta_k = A + B \sin K + C \cos K + D \sin 2K + E \cos 2K,$$

где  $\Delta_k$  — девиация для любого курса;

$K$  — соответствующий магнитный курс;

$A, B, C, D$  и  $E$  — коэффициенты, постоянные для данной установки компаса и зависящие от магнитного поля Земли;  $A$  — коэффициент, характеризующий постоянную девиацию, которая обусловливается главным образом инструментальными ошибками компаса и установочной ошибкой;  $B$  и  $C$  — коэффициенты полукруговой девиации, происходящей от постоянного магнитного поля самолета, т. е. вызванной твердым железом;  $D$  и  $E$  — коэффициенты четвертной девиации, происходящей от магнетизма, индуктированного в мягком железе.

Величины этих коэффициентов могут быть определены следующими приближенными формулами:

$$A = \frac{\Delta_0 + \Delta_{45} + \Delta_{90} + \Delta_{135} + \Delta_{180} + \Delta_{225} + \Delta_{270} + \Delta_{315}}{8};$$

$$B = \frac{\Delta_{90} - \Delta_{270}}{2};$$

$$C = \frac{\Delta_0 - \Delta_{180}}{2};$$

$$D = \frac{\Delta_{45} - \Delta_{135} + \Delta_{225} - \Delta_{315}}{4};$$

$$E = \frac{\Delta_0 - \Delta_{90} + \Delta_{180} - \Delta_{270}}{4},$$

где  $\Delta_0$  — девиация на курсе  $0^\circ$ ;

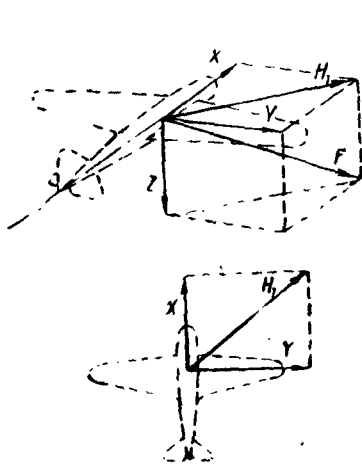
$\Delta_{90}$  — девиация на курсе  $90^\circ$  и т. д.

Зная величины коэффициентов девиации, можно найти причину, вызывающую девиацию, а также проверить результат работ по определению девиации. Например, можно вычислить

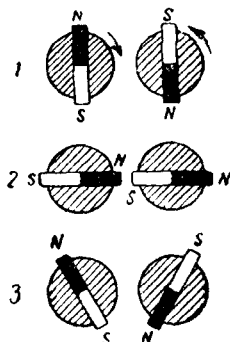
девиацию для 16 курсов и построить более точный график девиации.

В тех случаях, когда девиация компаса превышает  $10^\circ$ , ее необходимо устранить или уменьшить.

Принцип устранения полукруговой девиации заключается в следующем. Пусть вектор  $F$  (фиг. 132) определяет силу и направление постоянного магнитного поля самолета. Вектор  $F$  можно разложить на горизонтальную составляющую  $H_1$  и вер-



Фиг. 132. Разложение силы девиации.



Фиг. 133. Принцип действия девиационного прибора:

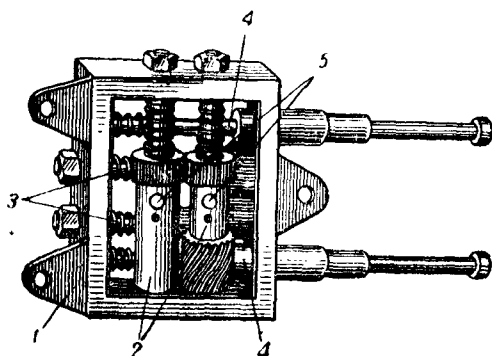
1—минимальное действие магнитного поля, 2—максимальное действие, 3—среднее положение.

тикальную составляющую  $Z$ . Сила  $H_1$  вызывает девиацию компаса, сила  $Z$  заставляет картушку наклоняться и не вызывает девиации при нормальном положении самолета. Силу  $H_1$  можно разложить на составляющие, выбрав осями координат продольную и поперечную оси самолета. В результате получатся силы  $X$  и  $Y$ .

Для устранения девиации нужно уничтожить влияние этих сил на картушку компаса, т. е. создать силы, равные по величине силам  $X$  и  $Y$ , но противоположные по направлению. Практически это выполняется при помощи магнитов, помещаемых под котелком компаса. Магниты, предназначенные для компенсации силы  $X$ , располагаются параллельно оси симметрии самолета (*продольные магниты*); магниты, предназначенные для компенсации силы  $Y$ , располагаются перпендикулярно оси самолета (*поперечные магниты*).

Принцип изменения силы воздействия девиационного прибора поясняется на фиг. 133. Если два равных по силе магнита направить в одну сторону разноименными полюсами, то они

перестанут проявлять свои магнитные свойства. Изменяя положение магнитов, можно изменять, т. е. увеличивать или уменьшать, действие их магнитного поля. Если магниты располо-



Фиг. 134. Девиационный прибор:

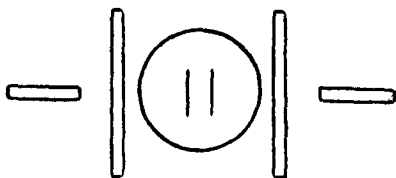
1—корпус, 2—поперечные валики, 3—продольные валики, 4—длинные продольные валики, 5—магниты-уничтожители.

жить один за другим, то их магнитное поле достигнет наибольшего влияния на картушку компаса.

Девиационный прибор (фиг. 134) состоит из двух поперечных и четырех продольных валиков с зубчатками для передачи вращения. Два крайних продольных валика удлинены и в них сделаны шлицы под отвертку. В двух поперечных и двух продольных валиках вставлены магниты-уничтожители. Вращая удлиненные валики, подбирают такое положение магнитов-уничтожителей, при котором девиация имеет наименьшее значение.

Такой девиационный прибор компенсирует только полукруговую девиацию. Четвертную девиацию нельзя устранить при помощи магнитов, а можно компенсировать при помощи брусков мягкого железа, помещенных симметрично сбоку, сверху или снизу компаса (фиг. 135).

Определение и устранение девиации. Девиацию определяют последовательной установкой самолета на восемь основных магнитных курсов (0, 45, 90, 135, 180, 225, 270 и 315°) с записью показаний компаса на этих курсах. Установить самолет на эти курсы можно различным образом. Например, нанести на цементной площадке при помощи мела и шнура



Фиг. 135. Расположение брусков мягкого железа около компаса для уничтожения четвертной девиации.

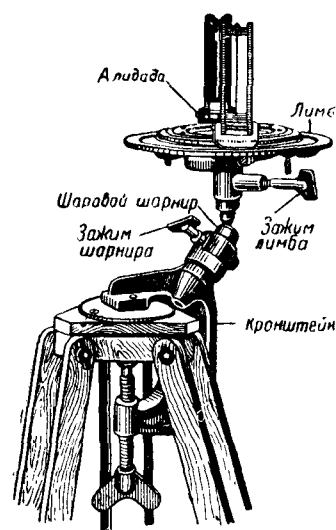
линии основных курсов и установить самолет параллельно этим линиям. Чаще всего устанавливают самолет на любой магнитный курс при помощи девиационного пеленгатора.

При определении девиации пеленгатором на аэродроме выбирают открытую ровную площадку, удаленную от ангаров, мастерских и других зданий не меньше, чем на 100 м. С этой площадки определяют девиационным пеленгатором один или два пеленга отдаленных ориентиров. *Пеленгом* называется угол, составленный меридианом и направлением на удаленный предмет.

Девиационный пеленгатор (фиг. 136) состоит из азимутального круга (лимба) с градусными делениями, небольшой буссоли, помещенной в центре лимба, алидады с визирным устройством и кронштейна.

Азимутальный круг с делениями от нуля до  $360^\circ$  может вращаться вокруг своей осц. Для придания кругу горизонтального положения на нем имеется круглый уровень.

Алидада представляет собой линейку, которая может вращаться относительно центра лимба. Визирное устройство алидады состоит из двух подъемных диоптров: глазного, выполненного в виде пленки с визирной целью, и предметного, имеющего вид рамки с вертикаль-



Фиг. 136. Девиационный пеленгатор.

но натянутой нитью. Для грубой наводки глазной диоптр имеет прорезь, а предметный — мушку. На концах алидады имеются риски для отсчета пеленгов по лимбу.

При помощи шарового кронштейна лимбу придается горизонтальное положение. При помощи скобки с винтом пеленгатор может быть прикреплен к треноге или к самолету.

Для определения пеленга пеленгатор укрепляют на треноге или на подставке, не содержащей стали или железа, и устанавливают в центре выбранной площадки. Лимб пеленгатора в горизонтальном положении ориентируют по магнитной стрелке и закрепляют. Для ориентировки лимба совмещают метку на конце буссоли с меткой на конце стрелки.

Затем наводят диоптры алидады на какой-либо местный предмет, удаленный от площадки не менее чем на километр, и отсчитывают магнитный пеленг этого предмета. В качестве пеленгуемых предметов выбирают отдаленные здания, фабрич-

ные трубы и т. д. Место, с которого был взят пеленг, чем-нибудь отмечают.

Далее составляют таблицу курсовых углов для восьми основных курсов. *Курсовым углом* называется угол, составленный осью самолета с направлением на удаленный предмет. Для курса  $0^\circ$  курсовой угол и магнитный пеленг будут одинаковыми, для других курсов курсовой угол равен магнитному пеленгу минус магнитный курс самолета:

$$MK = MP - KY.$$

Перед выводом самолета на поверочную площадку осматривают компасы и самолет. *Компасы должны быть исправными, вооружение и оборудование самолета должно быть на своих местах.* Магниты девиационного прибора компаса ставят в нейтральное положение.

Если возникает сомнение, что девиация будет изменять свою величину в зависимости от того, работает двигатель самолета или нет, компасы проверяют при работающем двигателе. Для этого самолет устанавливают на какой-либо курс и, укрепив его, запускают двигатель, давая ему работать на среднем режиме, обычном в нормальных условиях полета. Если при работе двигателя получаются небольшие расхождения в показаниях компаса, не превышающие величины застоя картушки, то считают, что показания компаса не зависят от работы двигателя.

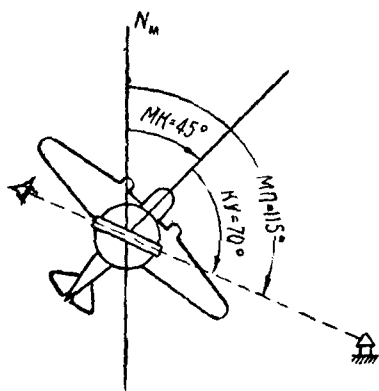
Если окажется, что величина девиации зависит от работы двигателя, то необходимо определить девиацию на восьми курсах при работающем двигателе. На самолет, стоящий на площадке, устанавливают девиационный пеленгатор (линия  $0-180$  должна совпадать с продольной осью самолета) и ставят самолет в линию полета на курс  $0^\circ$ . Для этого на шкале визира пеленгатора устанавливают отсчет курсового угла для магнитного курса  $0^\circ$  и повертывают самолет до тех пор, пока ориентир не попадет в плоскость визирования. Затем, дав компасам успокоиться в течение 2—3 мин., отсчитывают компасные курсы. Разность между магнитным курсом, на который был установлен самолет, и компасным курсом является девиацией. То же самое производят на остальных семи курсах. В результате получают таблицу девиации для проверяемых компасов.

На фиг. 137 изображена установка самолета на магнитный курс  $45^\circ$  при помощи девиационного пеленгатора. При взятии отсчетов следует слегка постукивать пальцами по котелку или стеклу компаса для уменьшения влияния застоя. После определения девиации устраняют установочную ошибку компаса.

*Установочная ошибка компаса* является следствием негочного расположения курсовой черты компаса, поэтому ее назы-

вают иногда *ошибкой курсовой черты*. Эта ошибка входит в коэффициент  $A$  в уравнении девиации, приведенном выше. При правильном положении курсовой черты линия, проходящая через курсовую черту и центр компаса, должна быть параллельна продольной оси самолета.

Установочная ошибка определяется алгебраическим сложением остаточной девиации и делением полученной суммы на 8 (число курсов, на которых определена остаточная девиация).



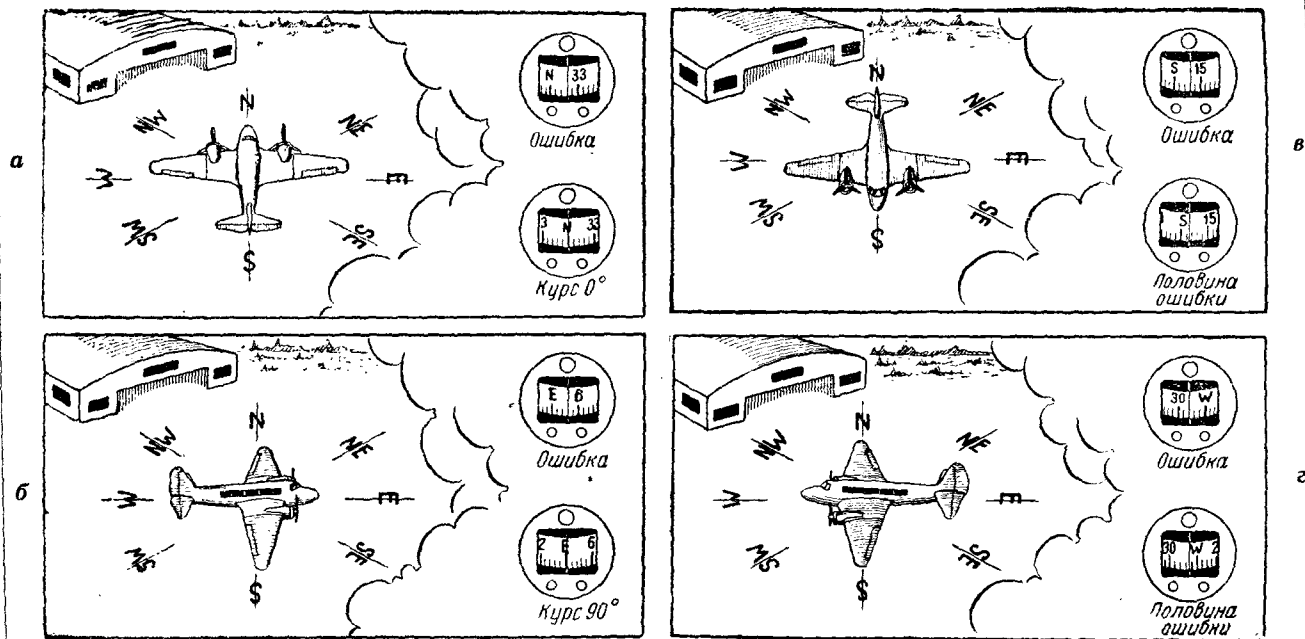
Фиг. 137. Установка самолета на курс при помощи девиационного пеленгатора.

Устраняют установочную ошибку поворотом компаса вокруг оси. Если установочная ошибка имеет знак плюс, то для ее устранения поворачивают котелок компаса по часовой стрелке на угол, равный установочной ошибке. Если установочная ошибка имеет знак минус, то поворачивают котелок компаса против часовой стрелки.

Оценивают величину угла поворота котелка по показаниям компаса или по делениям, нанесенным на установочном кольце компаса через  $1^\circ$ . Так как при повороте котелка девиация изменяется на величину поворота

та, то в таблицу девиации вносят исправления, алгебраически прибавляя к величине девиации на каждом курсе установочную ошибку.

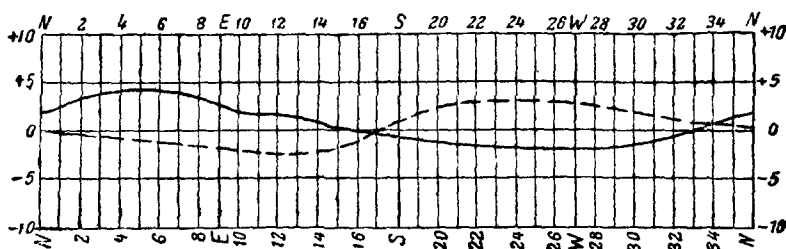
Если девиация магнитного компаса на различных курсах имеет значительную величину, то ее уменьшают при помощи девиационного прибора. Для этого самолет устанавливают на магнитный курс  $0^\circ$  и, вращая поперечные магниты девиационного прибора при помощи отвертки, изготовленной из антимагнитного материала, доводят девиацию компаса до нуля (фиг. 138,а). Затем, установив самолет на магнитный курс  $90^\circ$ , вращением продольных магнитов доводят девиацию и на этом курсе до нуля (фиг. 138,б). После этого устанавливают самолет на магнитный курс  $180^\circ$  и, если на этом курсе наблюдается девиация, то ее уменьшают до половины, вращая поперечные магниты (фиг. 138,в). Установив затем самолет на магнитный курс  $270^\circ$ , уменьшают имеющуюся девиацию до половины, вращая продольные магниты (фиг. 138,г). Наконец, последовательно устанавливая самолет на магнитные курсы  $0, 45, 90, 135, 180, 225, 270$  и  $315^\circ$ , отсчитывают и записывают остаточную девиацию для каждого курса.



Фиг. 138. Уменьшение девиации на четырех основных румбах:

а—курс 0, девиация доводится до нуля; б—курс 90°, девиация доводится до нуля;  
в—курс 180°, девиация доводится до половины своей величины; г—курс 270°, девиация доводится до половины своей величины.

Далее вычисляют девиацию по формуле девиации, данной выше для 16 курсов, и если вычисленная девиация расходится на каком-либо курсе с наблюдаемой более чем на  $2^\circ$ , то необходимо повторить снятие остаточной девиации, так как это расхождение указывает на ошибку. При этом нельзя зара-

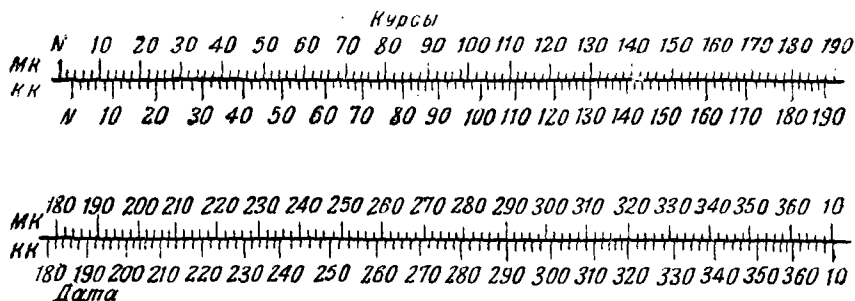


Фиг. 139. График девиации:

— девиация летчика,  
- - - девиация штурмана.

нее сказать, что ошибка явилась результатом неправильного снятия девиации только на этом курсе.

При совпадении вычисленной и наблюдаемой девиации строят график девиации (фиг. 139) для данного самолета. Обычно на график наносят две кривые: красной линией — кривую для компаса штурмана и синей линией — кривую для ком-



Фиг. 140. График перевода курсов.

паса летчика. Затем составляют график перевода курсов (фиг. 140).

График девиации дает наглядное представление о характере девиации; график перевода курсов не требует никаких вычислений, поэтому наиболее удобен в полете.

График девиации дает возможность проанализировать полученные результаты снятия и устранения девиации. При анализе можно пользоваться следующими соображениями.

Если остаточная девиация имеет вид графика, изображенного на фиг. 141, то полукруговая девиация полностью не уничтожена и, следовательно, ее легко можно довести до нуля девиационным прибором для уничтожения полукруговой девиации.

Из графика фиг. 142 видно, что девиация почти доведена до нуля, но имеется установочная ошибка.

Из графика фиг. 143 видно, что имеются полукруговая девиация и установочная ошибка, на величину которой график сдвинут кверху.

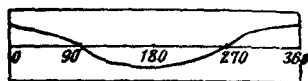
На графике фиг. 144 девиация имеет четвертной характер и показывает наличие на самолете мягкого железа. Неправильный характер графика на фиг. 145 обнаруживает наличие полукруговой и четвертной девиации.

В каждом отдельном случае после анализа графика девиации следует решить, можно ли давать график на самолет и нет ли необходимости предварительно ликвидировать установочную ошибку или окончательно уничтожить девиацию.

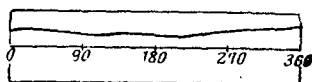
Определение девиации в полете. На тяжелых самолетах после уничтожения девиации на земле остаточную девиацию снимают в полете.

Девиация в полете может быть определена способом пеленгации линейного ориентира и способом пеленгации тени самолета.

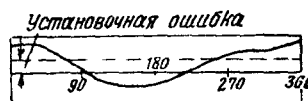
Способ пеленгации линейного ориентира заключается в том, что в то время как самолет пролетает над линейным ориентиром, магнитный пеленг которого известен, определяют в некоторый момент курсовой угол ориентира. По формуле *магнитный курс равен магнитному пеленгу минус курсовой угол* определяют магнитный курс самолета для момента снятия курсового угла. В момент взятия курсового угла ориентира замечают показание компаса; разница между магнитным и компасными курсами даст девиацию.



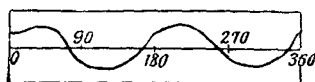
Фиг. 141. Форма кривой при наличии полукруговой девиации.



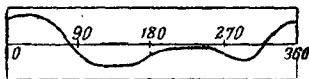
Фиг. 142. Форма кривой при наличии установочной ошибки.



Фиг. 143. Форма кривой при наличии полукруговой девиации и установочной ошибки.



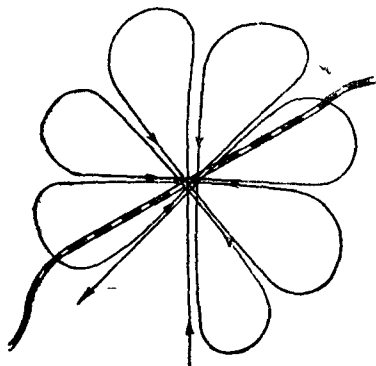
Фиг. 144. Форма кривой при наличии четвертной девиации.



Фиг. 145. Форма кривой при наличии полукруговой и четвертной девиации.

В качестве линейного ориентира обычно выбирают прямолинейный участок шоссе или железной дороги в 3—5 км. Порядок соблюдения курсов безразличен, но для удобства его выбирают таким, как показано на фиг. 146.

Способ пеленгации тени самолета основан на следующем. Магнитный пеленг тени самолета может быть вычислен для любого момента дня. В полете достаточно заметить время в момент взятия курсового угла тени, чтобы, имея магнитный пеленг и курсовой угол тени самолета, определить магнитный курс. Заметив показание компаса в момент взятия курсового угла, можно получить девиацию.



Фиг. 146. Схема пути самолета при определении девиации по линейному ориентиру.

Вычисление азимутов солнца требует астрономических таблиц и на практике неудобно. Обычно определяют девиационным пеленгатором магнитный пеленг тени для некоторого момента. В дальнейшем считают с достаточной для практики точностью, что магнитный пеленг тени увеличивается каждые 4 мин. на  $1^\circ$ .

Работа в полете сводится к определению курсового угла тени самолета, фиксированию этого момента и к одновременному

фиксированию показаний компаса.

Способ этот удобнее и более точен, чем способ пеленгации линейного ориентира, но пользоваться им можно только в условиях видимости солнца.

Изменение девиации со временем. Остаточная девиация практически не меняет своего значения в течение 2—3 месяцев. После этого девиацию необходимо определять вновь. Однако срок этот может сократиться, если на самолете произойдут перемены, которые могут оказать влияние на девиацию: смена двигателей, вооружения, приборов и т. д. После таких перемен девиацию нужно выверять вновь.

Кроме того, девиацию может изменить также вибрация, особенно от пулеметной стрельбы, поэтому при частой пулеметной стрельбе необходимо чаще выверять девиацию.

## § 24. Поведение компаса в полете

Даже при прямолинейном горизонтальном полете пользование магнитным компасом сопряжено с рядом трудностей, так

как самолет совершает непрерывные колебания вокруг своих осей. Колебания самолета вызывают дополнительные погрешности компаса, которые выражаются в незатухающих колебаниях, а иногда в уходе магнитной системы в сторону от компасного меридиана. Существуют четыре вида дополнительных погрешностей компаса: креновая девиация, северная поворотная ошибка, увлечение и инерционная погрешность.

*Креновая девиация* возникает при кренах самолета относительно плоскости картушки. Сила самолетного магнетизма  $F$  может быть разложена на две составляющие, из которых одна  $Z$  направлена по вертикальной оси самолета (см. фиг. 132).

При кренах самолета составляющая  $Z$  наклоняется вместе с ним и дает в свою очередь проекцию на плоскость картушки, равную  $Z' = Z \cdot \sin \alpha$ , где  $\alpha$  — угол продольного крена, или  $Z' = Z \cdot \sin \beta$ , где  $\beta$  — угол поперечного крена.

При продольных кренах сила  $Z'$  направлена вдоль самолета (фиг. 147, а), при поперечных кренах — поперек самолета (фиг. 147, б).

Рассматривая силы, действующие на магнитную систему в плоскости картушки, и складывая по правилу параллелограмма силу  $Z'$  с горизонтальной составляющей земного магнетизма  $H$ , получаем равнодействующую силу  $H'$ , вдоль которой устанавливается магнитная система. Угол между векторами  $H$  и  $H'$  представляет собой креновую девиацию компаса.

*Северная поворотная ошибка* возникает при наклонах картушки относительно плоскости горизонта. Причиной этой ошибки является влияние вертикальной слагающей  $Z$  земного магнетизма, которая дает проекцию на плоскость картушки компаса.

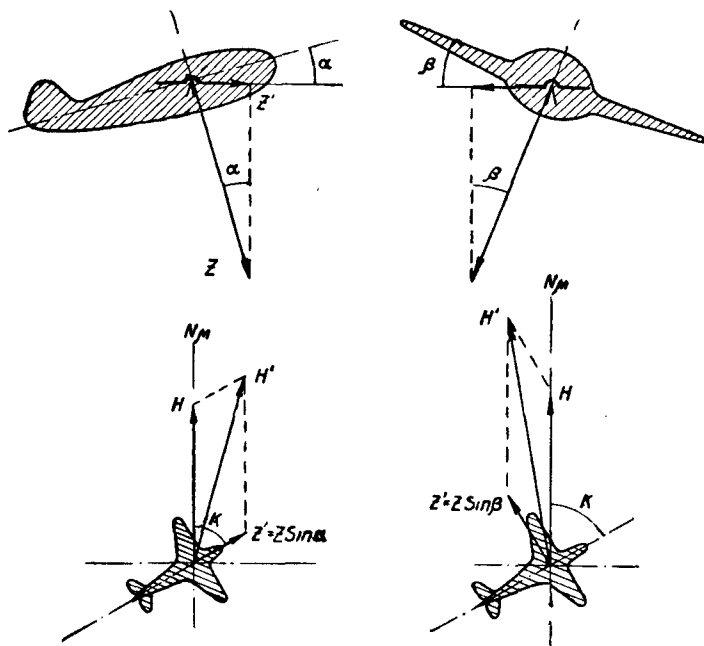
При нормальном полете вертикальная слагающая  $Z$  перпендикулярна плоскости картушки и не влияет на ее направление. Если картушка наклонена к горизонту на некоторый угол  $\beta$ , то сила  $Z$  дает проекцию на плоскость картушки, равную  $Z' = Z \cdot \sin \beta$ . Проекция горизонтальной составляющей земного магнитного поля  $H$  даст некоторую силу  $H'$ , величина которой зависит не только от угла крена  $\beta$ , но и от направления этого крена.

Складывая по правилу параллелограмма силы  $Z'$  и  $H'$ , получим направление равнодействующей силы  $H''$ , по которому будет располагаться магнитная система компаса. Угол между равнодействующей силой  $H''$  и магнитным меридианом даст величину северной поворотной ошибки.

Известно, что при выражах самолета маятник, помещенный на самолете, располагается по равнодействующей центробежной силы и силы тяжести. Поскольку картушка компаса является маятником, при вираже самолета она наклоняется отно-

сительно горизонта в ту же сторону, что и самолет. При правильном вираже угол наклона картушки к горизонту равен поперечному крену самолета.

Рассмотрим северную поворотную ошибку при вираже самолета на различных курсах.



Фиг. 147. Креновая девиация.

Допустим, что самолет выполняет вираж с креном и находится в данный момент на курсе  $0^\circ$  (фиг. 148, а).

Проекция вертикальной составляющей  $Z$  на плоскость картушки равна  $Z' = Z \cdot \sin \beta$ . Горизонтальная составляющая  $H$  проектируется на ту же плоскость полностью.

Для этого случая северная поворотная ошибка определяется из соотношения

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{Z \sin \beta}{H}.$$

Аналогичное выражение для северной поворотной ошибки получим, если рассмотрим момент виража, когда самолет направлен на курс  $180^\circ$ . Если самолет находится в данный мо-

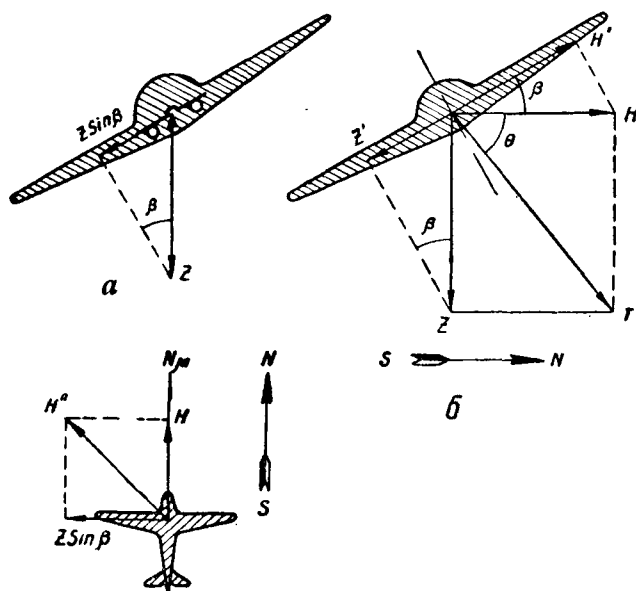
мент на курсе 90 или 270° и совершает вираж к югу (см. фиг. 148, б), вертикальная и горизонтальная составляющие дадут проекции  $Z'$  и  $H'$  на плоскость картушки.

Величина этих составляющих равна

$$Z' = Z \sin \beta = T \sin \Theta \sin \beta;$$

$$H' = H \cos \beta = T \cos \Theta \cos \beta,$$

где  $\Theta$  — угол наклонения.



Фиг. 148. Возникновение северной поворотной ошибки:

а—курс 0°, б—курс 90°.

Направляющая сила компаса, устанавливающая магнитную систему в направлении на север, при этом уменьшается; ее величина будет равна разности сил  $H'$  и  $Z'$ :

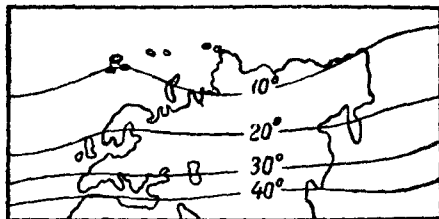
$$H'' = H' - Z' = T(\sin \Theta \sin \beta - \cos \Theta \cos \beta).$$

В случае если  $\beta = 90 - \Theta$ , значение  $H''$  станет равным нулю и компас полностью потеряет направляющую силу. Такой угол крена называется *критическим*.

При кренах менее критического магнитная система устанавливается на север, хотя направляющая сила и уменьшается.

При кренах более критического магнитная система стремится повернуться на  $180^\circ$  и вращается вместе с самолетом. На фиг. 149 показаны линии критических кренов для территории СССР.

Увлечение картушки происходит вследствие того, что жидкость, заполняющая котелок компаса, приходит во вращение во время виража. Вращение жидкости объясняется силами трения, возникающими между жидкостью и стенками



Фиг. 149. Линия критических кренов для Европы и Азии.

котелка при вращении последнего. В процессе виража скорость вращения жидкости с течением времени постепенно увеличивается и при очень длительных виражах может достигнуть скорости виража. После прекращения виража жидкость продолжает вращаться по инерции до тех пор, пока вращение ее не прекратится из-за трения о котелок.

При своем вращении жидкость увлекает за собой картушку компаса на некоторый угол относительно меридиана. Ошибка от увлечения тем больше, чем больше затухание компаса и чем большую скорость приобрела жидкость к концу виража.

**Инерционная ошибка** компаса возникает под влиянием ускорений, действующих на неуравновешенные части картушки. Как сказано выше, южный конец магнитов магнитной системы компаса в северном полушарии снабжается грузом, уравновешивающим действие вертикальной составляющей земного магнитного поля. Под действием периодических возмущений, например, при полете в болтанку, возникают инерционные силы, заставляющие магнитную систему колебаться относительно положения ее равновесия.

В процессе полета могут иметь место также длительные ускорения, вызывающие одностороннее отклонение магнитной системы от меридиана. Такие ускорения возникают, например, при неправильном вираже (плеский разворот, вираж со скольжением) или при изменении скорости полета.

Следует заметить, что ускорения действуют также на нижний маятник магнитной системы, вызывая ее крены как отно-

сительно горизонта, так и относительно самолета. Это может привести к образованию креновой и северной поворотной ошибки даже при отсутствии выража.

Таким образом колебания самолета вокруг его осей и изменение режима полета могут привести к колебаниям катушки компаса. При неблагоприятных атмосферных условиях эти колебания могут достигать  $10-15^\circ$  и более, что весьма затрудняет пилотирование самолета. В таких случаях выбирают какой-либо отдаленный ориентир и ведут машину на этот ориентир. Изредка смотрят на компас и проверяют правильность курса.

Для определения курса, по которому фактически следует самолет, штурман периодически наблюдает за компасом. Серия наблюдений, произведенных одно за другим с небольшими интервалами, может довольно точно указать средний компасный курс самолета.

Вследствие ряда погрешностей и недостатков в работе компас не может обеспечить точного и прямолинейного полета по курсу и поэтому на самолете, кроме компаса, устанавливают указатель поворота и ряд других приборов.



---

## ГЛАВА ПЯТАЯ

### ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

#### § 25. Понятие об электрических авиационных приборах

С появлением больших многомоторных самолетов, которые могут находиться в воздухе много часов, появилась необходимость уделять большее внимание контролю за полетом, за работой сложных авиационных двигателей. Увеличение размеров воздушных кораблей удалило авиационные двигатели на много метров от управляющего ими человека. Замечательное развитие электротехники, вошедшей буквально во все области техники, не могло не затронуть и авиацию. На самолетах появилось солидное электрическое оборудование для выполнения ряда вспомогательных функций, для питания радиостанций, для освещения и т. д.

Удобство передачи сигналов по проводам и развитие методов дистанционного измерения способствовало появлению на самолете электрических приборов. Длинные гибкие передачи, применяемые в неэлектрических приборах, так же, как и длинные трубки, ненадежны, неудобны в эксплуатации и при замене. В электрических приборах дистанционные передачи осуществляются по проводам. Электроизмерительные приборы чаще всего имеют подвижную часть со стрелкой, на оси которой развивается вращающий момент под влиянием изменения какой-либо электрической величины. В большинстве случаев авиационные электроприборы измеряют величины не электрические, а совершенно другой физической природы, например, температуру, скорость, объем и пр. Поэтому необходимо иметь промежуточное устройство, преобразующее измеряемые неэлектрические величины в электрические.

Основным преимуществом электроизмерительных приборов является возможность отнести измерительный прибор-указатель от места измерения на любое расстояние, т. е. получить дистанционные измерительные приборы. В настоящее время электрические авиационные приборы занимают господствующее место на самолете.

Развитие авиационной автоматики идет также по линии использования электрических устройств. Появились и уже работают на наших самолетах электрические автоматы регулирования температуры; разработаны конструкции электрических автоштурманов; на смену гидравлическому автопилоту идет электрический; пневматическая гироскопия уступает место электрогироскопии.

Конструкторская мысль работает над новыми приборами, более точными, более удобными, решающими все более сложные задачи. С каждым годом будут появляться новые электрические приборы, облегчающие человеку контроль над авиационными двигателями и помогающие точнее и лучше водить самолет в любой метеорологической обстановке.

## § 26. Законы постоянного электрического тока

Основные понятия и единицы измерений. Электрический ток представляет собой перемещение по проводнику электрических зарядов. При протекании тока через металлический проводник носителями заряда являются электроны. Электрон представляет собой первичное, предельно малое количество электричества с отрицательным зарядом. За единицу количества электричества или электрического заряда в практической системе единиц принят 1 кулон, соответствующий по заряду  $6,3 \cdot 10^{18}$  электронов.

Непосредственно наблюдать движение электронов внутри проводника и измерить их количество невозможно, поэтому о наличии электрического тока судят по сопровождающим его физическим и химическим явлениям. Под действием электрического поля электроны внутри металла приобретают направленное движение от отрицательного потенциала к положительному. При этом среда, в которой перемещаются электроны, оказывает сопротивление их движению. Это сопротивление называется *электрическим сопротивлением* и зависит от размеров и материала проводника.

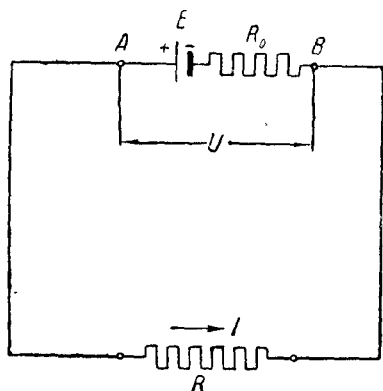
За единицу электрического сопротивления принят 1 ом (1  $\Omega$ ), представляющий собой сопротивление столба ртути сечением 1 мм<sup>2</sup> и длиной 1,063 м (массой 14,4521 г) при температуре таящего льда.

Количество электрических зарядов, проходящих через поперечное сечение проводника за одну секунду, называется *силой тока* или просто *током*. За единицу тока принят 1 ампер (1 А), равный 1 кулону в секунду<sup>1</sup>.

<sup>1</sup> Пользуясь химическим проявлением электрического тока, определяют 1А как ток, выделяющий 1,118 мг/сек серебра из водного раствора  $\text{AgNO}_3$ .

В технике принимают электрический ток направленным от положительного потенциала к отрицательному, т. е. навстречу тому направлению, в котором движутся электроны.

Как было сказано выше, электроны при своем движении испытывают сопротивление среды. На преодоление этого сопротивления требуется затрата энергии, которая компенсируется источником питания. Энергия, выделяемая источником



Фиг. 150. Неразветвленная электрическая цепь постоянного тока.

питания или затрачиваемая в проводнике в единицу времени, называется *мощностью*.

Отдаваемая источником питания мощность, отнесенная к единице тока, называется *электродвижущей силой* (сокращенно ЭДС).

Поглощаемая в проводнике мощность, отнесенная к единице тока, называется *электрическим напряжением* или просто *напряжением*. Разница между ЭДС и напряжением состоит в том, что ЭДС относится ко всей цепи, а напряжение — к отдельному участку цепи и представляет со-

бой как бы часть всей электродвижущей силы цепи.

За единицу ЭДС и напряжения принят 1 вольт (1 V), определяемый как напряжение, создающее ток силой в 1 A в проводнике, сопротивление которого равно 1  $\Omega$ .

За единицу мощности принят 1 ватт (1 W), равный мощности, затрачиваемой в проводнике при неизменяющемся токе в 1 A и напряжении на концах проводника в 1 V.

**Закон Ома.** Простейшая цепь постоянного тока состоит из источника питания, полюсы которого замкнуты проводником, имеющим сопротивление  $R$  (фиг. 150)<sup>1</sup>. В простой замкнутой цепи сила тока одинакова в любом месте и определяется законом Ома

$$I = \frac{E}{R + R_0}.$$

Здесь  $E$  — электродвижущая сила источника питания;

$R_0$  — внутреннее сопротивление источника питания.

Следует различать электродвижущую силу источника тока и напряжение, которое образуется между его полюсами. Под

<sup>1</sup> Внутреннее сопротивление источника питания  $R_0$  на схеме условно показано отдельно.

ЭДС источника тока понимают ту разность потенциалов, которая образуется между его полюсами  $A$  и  $B$ , когда они разомкнуты, т. е. не соединены внешним проводником. Разность потенциалов между точками  $A$  и  $B$  при замкнутых полюсах называется напряжением. Напряжение  $U$  не равно ЭДС  $E$  и зависит от соотношения между сопротивлением проводника  $R$  и внутренним сопротивлением источника питания  $R_0$ .

Пользуясь законом Ома для неразветвленной цепи (см. фиг. 150), можно написать

$$E = IR + IR_0 = U + IR_0$$

или

$$U = E - IR_0^1.$$

Таким образом напряжение  $U$  меньше ЭДС  $E$  на величину произведения  $IR_0$ . Произведение силы тока на сопротивление называется *падением напряжения*. Из написанных соотношений видно, что ЭДС источника питания покрывает падение напряжения на внешнем участке цепи, равном  $U = IR$ , и на внутреннем участке цепи, равном  $IR_0$ .

Из закона Ома ( $I = \frac{E}{R + R_0}$ ) следует также, что ток в электрической цепи при заданной ЭДС источника тока определяется сопротивлением цепи  $R$ , которое принято называть *нагрузкой*.

При уменьшении сопротивления  $R$  ток  $I$  возрастает и достигает максимума при  $R = 0$ . В таком случае говорят, что источник питания *замкнут накоротко*, а ток  $I$  называют *током короткого замыкания* ( $I_{кз}$ ).

Ток короткого замыкания равен отношению ЭДС источника тока к его внутреннему сопротивлению:

$$I_{кз} = \frac{E}{R_0}.$$

Последовательное и параллельное соединение проводников. Если цепь состоит из ряда последовательно соединенных проводников, имеющих сопротивления  $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$  и т. д. (фиг. 151), то общее их сопротивление равно сумме отдельных сопротивлений

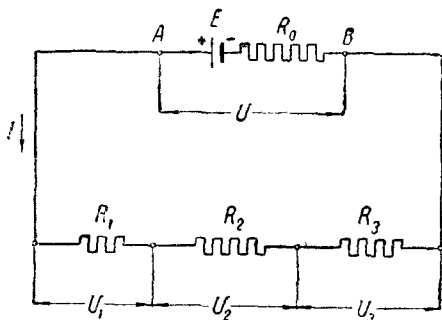
$$R = R_1 + R_2 + R_3.$$

<sup>1</sup> Это соотношение представляет собой II закон Кирхгофа, который в общем случае формулируется следующим образом: *сумма падений напряжений на отдельных участках замкнутой цепи равна алгебраической сумме электродвижущих сил, действующих в данной цепи.*

Напряжение между точками  $A$  и  $B$  будет равно сумме отдельных падений напряжения на участках цепи

$$U = U_1 + U_2 + U_3 = IR_1 + IR_2 + IR_3.$$

При последовательном соединении проводников сила тока во всех проводниках имеет одно и то же значение, а падение напряжения на отдельных проводниках прямо пропорционально их сопротивлениям



Фиг. 151. Последовательное соединение проводников.

$$\frac{U_1}{U_2} = \frac{R_1}{R_2}; \quad \frac{U_2}{U_3} = \frac{R_2}{R_3}.$$

Когда между точками  $A$  и  $B$  включено несколько параллельных сопротивлений  $R_1, R_2, R_3$  и т. д. (фиг. 152), то падения напряжения на каждом сопротивлении равны, но протекающие в них токи неравны:

$$I_1 = \frac{U}{R_1}; \quad I_2 = \frac{U}{R_2}; \quad I_3 = \frac{U}{R_3}.$$

Эти токи обратно пропорциональны сопротивлениям проводников:

$$\frac{I_1}{I_2} = \frac{R_2}{R_1}; \quad \frac{I_2}{I_3} = \frac{R_3}{R_2}.$$

Общий ток, протекающий в цепи, равен сумме всех токов, протекающих по параллельным проводникам<sup>1</sup>,

$$I = I_1 + I_2 + I_3.$$

Электрическое сопротивление между точками  $A$  и  $B$  тем меньше, чем большее число параллельных проводников включено между этими точками.

Из написанных выше соотношений определяется общее сопротивление параллельного соединения проводников. Общее

<sup>1</sup> Данное равенство вытекает из первого закона Кирхгофа, который гласит: сумма притекающих к узлу токов равна сумме токов, утекающих от этого узла (см. узловую точку  $A$  или  $B$  на фиг. 152).

сопротивление двух параллельно соединенных проводников равно

$$R_{II} = \frac{R_1 R_2}{R_1 + R_2}.$$

Для трех параллельно соединенных проводников общее сопротивление равно

$$R_{III} = \frac{R_1 R_2 R_3}{R_1 R_2 + R_2 R_3 + R_1 R_3}.$$

Сопротивление и электропроводность металлов. Сопротивление металлического проводника зависит от его размеров, материала и температуры.

Сопротивление проводника, имеющего по всей длине постоянную площадь поперечного сечения, определяется по следующей формуле:

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

где  $l$  — длина проводника, м;

$q$  — площадь поперечного сечения, мм<sup>2</sup>;

$\rho$  — удельное сопротивление проводника,  $\frac{\Omega \text{ мм}^2}{\text{м}}$ .

Удельное сопротивление  $\rho$  зависит от материала проводника и представляет собой сопротивление проводника, имеющего длину 1 м и сечение 1 мм<sup>2</sup>.

Иногда в расчетах пользуются величиной *удельной проводимости*, обратной удельному сопротивлению:

$$R = \frac{l}{\gamma q},$$

где  $\gamma = \frac{1}{\rho}$ .

Удельное сопротивление металлов зависит от примесей. Например, электропроводность меди уменьшается на 10% в присутствии примеси железа в количестве 0,1% или же в присутствии фосфора в количестве 0,001%.

При нагревании химически чистых металлов и большинства сплавов их сопротивление увеличивается.

В интервале температур от 0 до 100° С сопротивление увеличивается по следующему закону:

$$R_t = R_0 (1 + \alpha t),$$

где  $R_0$  — сопротивление при 0° С;

$\alpha$  — температурный коэффициент сопротивления;

$t$  — температура, °С.

При практических расчетах электрических схем обычно пользуются значениями сопротивлений не при  $0^\circ$ , а при  $20^\circ \text{C}$ . В этих случаях применение написанной выше формулы для расчета сопротивления нагретого проводника затруднительно, так как неизвестно значение  $R_0$ .

Удобнее пользоваться более общей формулой, дающей соотношение сопротивлений проводника при любых температурах:

$$\frac{R_{t_1}}{R_{t_2}} = \frac{1 + \alpha t_1}{1 + \alpha t_2},$$

где  $R_{t_1}$  и  $R_{t_2}$  — сопротивления проводника при температурах  $t_1$  и  $t_2$ .

Подставляя в приведенную формулу значение  $t_2 = 20^\circ \text{C}$ , получаем формулу, позволяющую определить сопротивление проводника при любой температуре (до  $100^\circ \text{C}$ ), если известно его сопротивление при  $20^\circ \text{C}$  ( $R_{20^\circ}$ ):

$$R_{t_1} = R_{20^\circ} \frac{1 + \alpha t_1}{1 + 20\alpha}.$$

Значения удельного сопротивления, удельной проводимости и температурного коэффициента приведены в табл. 6.

Нагревание проводников электрическим током. Мощность электрического тока на любом участке цепи определяется произведением напряжения на ток ( $P = UI$ ). В зависимости от рода нагрузки эта мощность полностью или частично переходит в тепло. В тепло переходит только та часть мощности, которая затрачивается на преодоление электрического сопротивления. При этом проводник нагревается тем сильнее, чем выше его сопротивление и чем больший ток протекает в нем. Мощность электрического тока, переходящая в тепло, пропорциональна квадрату силы тока и определяется формулой Джоуля:

$$P = I^2 R.$$

В чисто тепловых устройствах, каковыми являются лампы, нагревательные приборы, добавочные сопротивления и т. д., вся мощность электрического тока переходит в тепло и, следовательно,

$$I^2 R = UI.$$

В более сложных случаях, например, в электромоторах, большая часть мощности преобразуется в механическую энергию и лишь часть мощности переходит в тепло. В этом случае

$$I^2 R < UI.$$

Таблица 6

Удельное сопротивление, удельная проводимость и температурный коэффициент чистых металлов и некоторых сплавов

Наименование металла или сплава	Удельное сопротивление при 20°C	Удельная проводимость при 20°C	Среднее значение температурного коэффициента для температур от 0 до 100 С
	$\frac{\Omega}{\text{мм}^2}$	$\frac{1}{\rho}$	
	$\mu$	$\rho$	
	$\rho$	$\gamma$	$\alpha$
Медь	0,0168	59,52	0,00445
Алюминий	0,0278	35,97	0,00423
Железо	0,0918	10,89	0,00625
Манганин	~0,42	~2,38	0,000006
Никелин	~0,33	~3	0,0003
Константан	~0,47	~2,13	0,00004
Нихром	0,94—1,1	1,06—0,9	0,00015—0,0004
Нейзильбер	0,45—0,50	2,2—2	0,0004
Ртуть	0,948	1,055	0,00027
Платина	0,0866	11,55	0,00247
Серебро	0,0161	62,11	0,00400
Золото	0,0237	42,19	0,00377
Молибден	0,0476	21,01	0,00435
Вольфрам	0,0612	16,34	0,00464
Цинк	0,0620	16,13	0,00390
Тантал	0,0650	15,50	0,00350
Кобальт	0,109	9,17	0,00658
Никель	0,138	7,25	0,00621
Олово	0,143	6,99	0,00440
Свинец	0,221	4,52	0,00411
Висмут	1,39	0,72	0,00354
Латунь	0,02—0,06	50—15	0,002

По закону Джоуля количество тепла, выделяемое в проводнике за время  $t$  сек., равно

$$Q = 0,24 P \cdot t = 0,24 I^2 R t \text{ мкал},$$

где 0,24 — количество тепла в мкал, выделяемое при затрате мощности 1 W в течение 1 сек.

Температура проводника не растет безгранично, а достигает некоторого предела (так называемый *установившийся режим*), когда количество тепла, ежесекундно отдаваемого проводником окружающему пространству, становится равным ежесекундному выделению тепла в проводнике.

Установившаяся температура нагрева зависит от условий теплоотдачи и при малых нагревах определяется из соотношения

$$0,24I^2R = kS\Delta T,$$

откуда

$$\Delta T = \frac{0,24I^2R}{kS},$$

где  $\Delta T$  — разность температуры проводника и окружающей среды, °C;

$S$  — поверхность проводника,  $\text{см}^2$ ;

$k$  — коэффициент теплоотдачи  $\frac{\text{м кал}}{\text{см}^2 \text{град. сек}}$ , зависящий от условий охлаждения проводника.

## § 27. Магнетизм

**Основные понятия.** Все тела, расположенные вблизи магнита, испытывают в той или иной степени механическое воздействие его.

Вещества, притягиваемые магнитом, называются *парамагнитными*; к числу их относятся марганец, хром, платина, алюминий. Вещества, отталкиваемые магнитом, называются *диамагнитными*, например, висмут, цинк, свинец, медь, золото, серебро и др.

Особо выделяют третью группу веществ, резко выделяющихся по своим свойствам. Эти вещества называются *ферромагнитными*; к ним относятся железо, никель, кобальт и некоторые сплавы металлов. Благодаря особым свойствам этих веществ они нашли исключительное применение в технике для изготовления магнитов и деталей магнитопроводов.

Свойства магнита проявляются наиболее сильно у его полюсов. Свободно подвешенный магнит устанавливается одним полюсом к северу, другим к югу. Соответственно этому полюсы магнита получили название северного и южного; одноименные полюсы двух магнитов отталкиваются, разноименные — притягиваются. Магнетизм северного полюса магнита принято считать *положительным*, магнетизм южного полюса — *отрицательным*.

Хотя отдельное существование магнитного полюса невозможно, при определении основных законов магнетизма пользуются понятием уединенной *магнитной массы полюса*. Применяя это понятие к магнитам, предполагают, что вся магнитная масса магнита сосредоточена на поверхности его полюсов.

Сила взаимодействия двух магнитных масс зависит от расстояния между ними и свойств вещества, заполняющего пространство, в котором находятся магнитные массы.

Эта сила определяется законом Кулона:

$$F = \frac{m_1 m_2}{\mu r^2},$$

где  $m_1, m_2$  — величина взаимодействующих магнитных масс;

$r$  — расстояние между магнитными массами;

$\mu$  — магнитная проницаемость среды.

За абсолютную единицу магнитной массы принимают одну из двух равных магнитных масс, которые, будучи расположенными в вакууме или воздухе на расстоянии 1 см одна от другой, действуют друг на друга с силой, равной 1 дине.

Коэффициент  $\mu$  для пустоты и воздуха равен единице. Коэффициент  $\mu$  парамагнитных веществ больше единицы; коэффициент  $\mu$  диамагнитных веществ меньше единицы. Численное значение коэффициента  $\mu$  для подавляющего большинства веществ мало отличается от единицы (на несколько миллионных долей меньше или больше ее).

Ферромагнитные вещества резко отличаются значением коэффициента  $\mu$ , который у них превышает единицу в сотни и даже тысячи раз. Кроме того, коэффициент  $\mu$  ферромагнитных веществ не является постоянным, а зависит от величины действующих магнитных сил.

Пространство, в котором проявляется действие магнитных сил, называется *магнитным полем*.

Сила, действующая на единицу положительной магнитной массы, находящейся в магнитном поле, называется *напряженностью поля  $H$* . За абсолютную единицу напряженности поля принят 1 эрстед, равный напряженности такого поля, которое действует на единицу магнитной массы с силой, равной 1 дине.

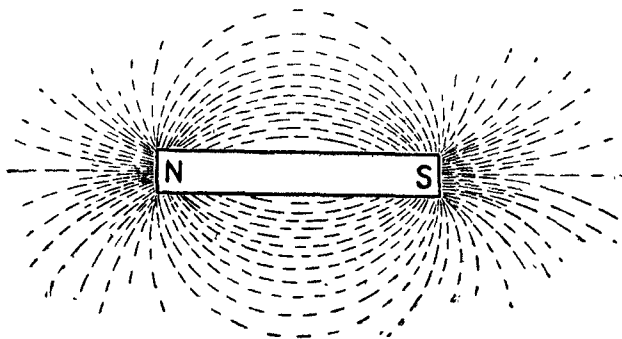
Пользуясь законом Кулона, можно определить напряженность поля, создаваемого магнитной массой  $m$ :

$$H = \frac{m}{\mu r^2}.$$

Отсюда видно, что напряженность поля зависит от магнитной проницаемости среды  $\mu$ .

Магнитное поле вокруг магнита может быть изображено при помощи так называемых *магнитных силовых линий* (фиг. 153).

Направление этих линий таково, что в каждой точке пространства они совпадают с направлением напряженности поля и показывают путь, по которому двигался бы положительный магнитный полюс. Густота силовых линий показывает при этом величину напряженности: через каждый квадратный сантиметр площадки, перпендикулярной к направлению линий, проводят линии, число которых равно напряженности поля  $H$ .



Фиг. 153. Магнитное поле постоянного магнита.

Магнитное поле постоянных магнитов и ферромагнитных масс обычно изображают не линиями напряженности, а так называемыми *линиями индукции*<sup>1</sup>. Понятие магнитной индукции тесно связано с электромагнитными явлениями (см. ниже). Магнитная индукция  $B$  связана с напряженностью поля  $H$  соотношением  $B = \mu H$ . За единицу индукции принят 1 гаусс. В пустоте и в воздухе число гауссов совпадает с числом эрстедов, так как магнитная проницаемость для пустоты и воздуха равна единице.

При изображении линий индукции следуют тем же правилам, что и при изображении силовых линий поля, причем число линий, проходящих через 1  $\text{см}^2$  площадки, берут равным числу гауссов индукции.

Число линий индукции, которые проходят сквозь какую-нибудь поверхность  $S$ , перпендикулярную линиям индукции, называют *магнитным потоком*, или *потоком магнитной индукции*.

<sup>1</sup> Изображение поля в виде линий индукции имеет то преимущество, что эти линии являются непрерывными, в то время как густота линий напряженности уменьшается в  $\mu$  раз при переходе из воздуха в железо. Это объясняется законом Кулона, из которого следует, что напряженность обратно пропорциональна магнитной проницаемости среды.

ции  $\Phi$ . Величина магнитного потока определяется как произведение индукции  $B$  на площадь  $S$ :

$$\Phi = BS.$$

За единицу магнитного потока принят 1 максвелл, представляющий собой поток, проходящий через  $1 \text{ см}^2$  поверхности при индукции поля, равной 1 гауссу ( $1 \text{ максвелл} = 1 \text{ гаусс} \cdot 1 \text{ см}^2$ ).

Действие магнитного поля на постоянный магнит. Если постоянный магнит, имеющий форму стержня, расположен в однородном поле под прямым углом к силовым линиям (фиг. 154), то на полюсы магнита действуют две равные противоположно направленные силы, образуя пару сил.

Вращающий момент этой пары равен:

$$M' = Hml = HM,$$

где  $m$  — магнитная масса полюса;

$l$  — длина магнита.

Произведение  $ml = M$  носит название *магнитного момента* и численно равно вращающему моменту магнита, внесенного в однородное поле напряженностью в 1 эрстед, перпендикулярно потоку.

Для определения момента сил, действующих на магнит, если он расположен под углом  $\alpha$  к однородному полю, напряженность которого равна  $H$  эрстед, пользуются формулой

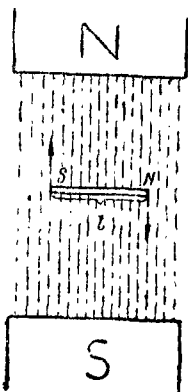
$$M' = MH \sin \alpha \text{ дин. см} = \frac{MH \sin \alpha}{981} \text{ гсм.}$$

В этой формуле магнитный момент  $M$  измеряется в единицах CGSM.

Формулу можно применять при расчете устанавливающего момента магнитных компасов, а также логометров с вращающимся магнитом.

Постоянные магниты могут быть намагничены в различной степени в зависимости от их формы и материала. Под интенсивностью намагничения  $J$  понимают отношение магнитной массы полюса  $m$  к площади поперечного сечения магнита  $S$ :

$$J = \frac{m}{S}.$$



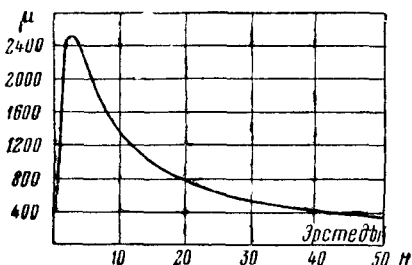
Фиг. 154. Действие магнитного поля на постоянный магнит.

Интенсивность намагничения связана с магнитным моментом следующим соотношением:

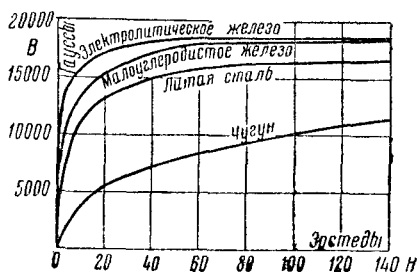
$$J = \frac{m}{S} = \frac{m l}{S l} = \frac{M}{V},$$

где  $V = S l$  — объем магнита (для случая  $S = \text{const}$ ).

Ферромагнитные материалы. При намагничивании железа коэффициент  $\mu$  вначале растет с увеличением напряженности  $H$ , затем достигает максимума при  $H = 2,5$  эрстед



Фиг. 155. Зависимость магнитной проницаемости от напряженности поля.



Фиг. 156. Кривые намагничивания.

и снова уменьшается, приближаясь к единице при сильных полях (фиг. 155).

Максимальные значения  $\mu$  для различных ферромагнитных материалов следующие:

Железо мягкое . . . . .	6200
Закаленная сталь . . . . .	375
Никель . . . . .	300
Кобальт . . . . .	175

Поскольку коэффициент  $\mu$  зависит от  $H$ , то индукция  $B$  изменяется не пропорционально  $H$  (фиг. 156).

Значение  $\mu$  зависит не только от  $H$ , но и от условий намагничивания ферромагнитного материала. При увеличении напряженности поля от  $H=0$  до  $H=H_{\text{max}}$  индукция вначале увеличивается от  $B=0$  до  $B=B_{\text{max}}$  (фиг. 157). Если затем уменьшать значение  $H$ , то индукция будет уменьшаться уже по другой кривой, лежащей выше первоначальной, а при  $H=0$  будет иметь некоторое значение  $B=B_r$ . Величина  $B_r$  называется *остаточной индукцией материала*.

Если далее изменить направление поля и постепенно его увеличивать, то индукция будет уменьшаться и достигнет нуля при  $H=-H_c$ . Величина  $H_c$  называется *задерживающей* или *коэрцитивной силой* материала.

При дальнейшем изменении  $H$  до значения  $-H_{\max}$  и далее снова до  $+H_{\max}$  значения индукции будут лежать на замкнутой кривой, называемой *петлей гистерезиса*. Явление, происходящее при этом, носит название *магнитного гистерезиса*.

Перемагничивание ферромагнитных материалов связано с потерей энергии. При полном цикле перемагничивания потери энергии в  $1 \text{ см}^3$  материала пропорциональны площади петли гистерезиса.

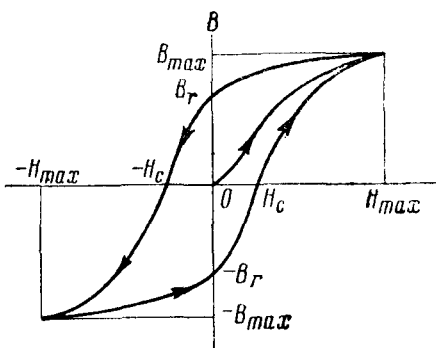
Форма петли зависит от материала: твердая сталь имеет большую остаточную индукцию и большую коэрцитивную силу, мягкое железо обладает большой остаточной индукцией и малой коэрцитивной силой. Например, для химически чистого железа величина  $H_c$  не превышает 2 эрстед. В то же время специальные железоникельалюминиевые сплавы, применяемые для постоянных магнитов, обладают значениями  $H_c$  порядка 500—600 эрстед.

В соответствии с этими свойствами твердые стали и высококоэрцитивные сплавы применяются в постоянных магнитах, а мягкое железо — в деталях, подвергающихся перемагничиванию.

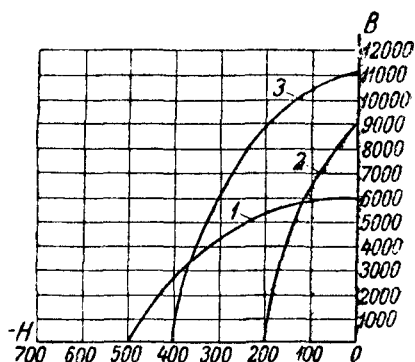
При расчете постоянных магнитов пользуются так называемой *кривой размагничивания* (фиг. 158), представляющей собой участок петли гистерезиса, расположенный между точками  $B_r$  и  $-H_c$ .

## § 28. Электромагнетизм

Магнитное поле электрического тока. Одним из важнейших проявлений электрического тока является образование магнитного поля вокруг движущихся электрических зарядов. Когда по проводнику проходит ток, вокруг проводника образуются замкнутые линии магнитных сил, охватывающих проводник концентрическими кольцами (фиг. 159,а).



Фиг. 157. Петля гистерезиса.



Фиг. 158. Кривые размагничивания:

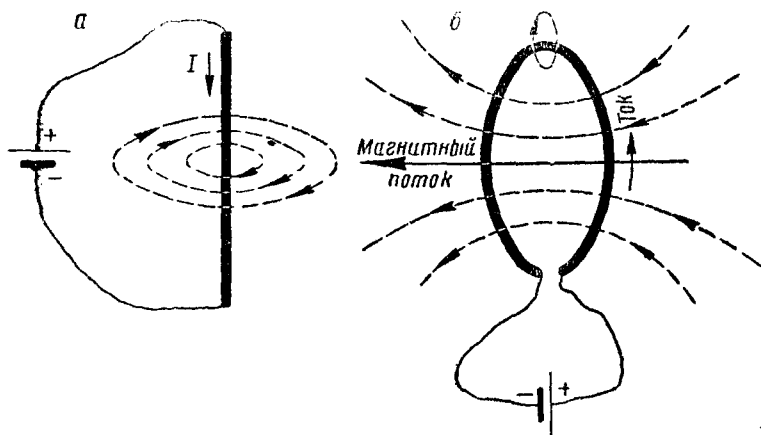
1—сплав Fe—Ni—Al ( $B_r=6000$ ,  $H_c=500$ ), 2—кобальтовая сталь 30% ( $B_r=900$ ), ( $H_c=200$ ), 3—сплав Fe—Ni—Al—Co ( $B_r=11000$ ,  $H_c=400$ ).

Направление магнитного поля зависит от направления тока. Если смотреть вдоль проводника по направлению тока, то магнитное поле будет направлено по часовой стрелке. Напряженность поля прямого тока в любой точке окружающего пространства определяется по следующей формуле:

$$H = 0,2 \frac{I}{r} \text{ эрстед,}$$

где  $I$  — сила тока,  $a$ ;

$r$  — расстояние от точки до проводника,  $см$ .



Фиг. 159. Магнитное поле прямого и кругового тока.

Из этой формулы видно, что напряженность магнитного поля тока не зависит от среды, так как в формулу не входит коэффициент  $\mu$ .

Если выполнить проводник в виде витка, то вокруг витка образуется магнитное поле (так называемого *кругового тока*, фиг. 159, б).

Направление магнитных силовых линий для каждого участка витка определяется по тому же правилу, что и для прямого тока. В центре витка напряженность поля, создаваемого каждым участком витка, имеет одинаковое направление — вдоль оси витка. Если смотреть вдоль оси витка по направлению напряженности поля, действующего в центре витка, то круговой ток будет направлен по часовой стрелке.

Величина напряженности поля в центре витка при круговом токе равна

$$H = 0,2\pi \frac{I}{r} \text{ эрстед,}$$

где  $I$  — ток,  $a$ ;

$r$  — радиус витка,  $см$ .

В электроизмерительных приборах широко применяются обмотки, состоящие из проводников с большим числом витков. Если число витков обмотки равно  $W$ , то напряженность в центре обмотки равна

$$H = 0,2\pi \frac{IW}{r} \text{ эрстед.}$$

Произведение  $IW$  называется *ампервитками*.

Когда внутрь обмотки вставлен железный сердечник, то магнитная индукция резко возрастает. Это явление используют в электромагнитах: железный сердечник как бы сгущает силовые линии, благодаря чему между полюсами электромагнита образуется сильное магнитное поле (фиг. 160).

При малом воздушном зазоре между полюсами почти все силовые линии электромагнита замкнутся между полюсами. Небольшая часть силовых линий замыкается между витками обмотки, образуя поток рассеяния («магнитная утечка»). Пренебрегая потоком рассеяния, можно рассчитать напряженность поля в воздушном зазоре между полюсами электромагнита.

Поток в замкнутой магнитной цепи определяют при помощи формулы Гопкинсона, аналогичной закону Ома для электрических цепей:

$$\Phi = \frac{\text{МДС}}{\Sigma R_m} \text{ максвелл,}$$

где МДС — магнитодвижущая сила, равная  $\frac{4\pi}{10} IW$  (где  $IW$  — ампервитки);

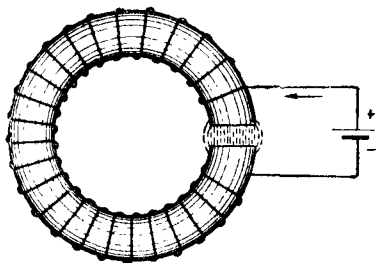
$\Sigma R_m$  — сумма магнитных сопротивлений отдельных участков цепи.

Магнитное сопротивление сердечника, подобно электрическому сопротивлению, пропорционально его длине и обратно пропорционально площади его поперечного сечения:

$$R_m = \frac{l}{\mu S}.$$

Магнитное сопротивление воздушного зазора соответственно равно

$$R_m = \frac{l_0}{\mu_0 S_0},$$



Фиг. 160. Магнитное поле электромагнита.

где  $l_0$  — длина зазора;

$\mu_0 = 1$  — магнитная проницаемость воздуха;

$S_0$  — площадь зазора (поверхность полюса).

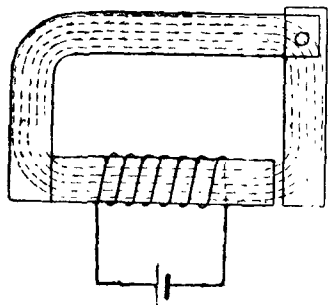
Подставляя в формулу потока значения МДС и магнитных сопротивлений сердечника и воздушного зазора, получим выражение для магнитного потока электромагнита, изображенного на фиг. 160,

$$\Phi = \frac{0,4\pi IW}{\frac{l}{\mu S} + \frac{l_0}{\mu_0 S_0}} \text{ максвелл.}$$

Напряженность поля в воздушном зазоре равна

$$H_0 = \frac{\Phi}{\mu_0 S_0}.$$

Во многих случаях пользуются свойством электромагнита притягивать железные детали. Примером может служить электромагнитное реле, где железный якорь притягивается электромагнитом (фиг. 161).



Фиг. 161. Электромагнитное реле.

Действие магнитного поля на ток. Если прямолинейный проводник, по которому течет ток  $I$ , помещен в однородное магнитное поле (фиг. 162, а), то на проводник действует сила, направленная под прямым углом к направлению тока и направлению поля. Направление действия силы определяется *правилом левой руки*: если расположить левую руку так, чтобы ток протекал к концам

пальцев, а поле «входило» в ладонь, то отогнутый в сторону большой палец укажет направление силы.

Величина силы взаимодействия прямого тока с магнитным полем определяется на основании закона Био-Савара

$$F = 0,1 \mu H I l \sin \alpha \text{ дин,}$$

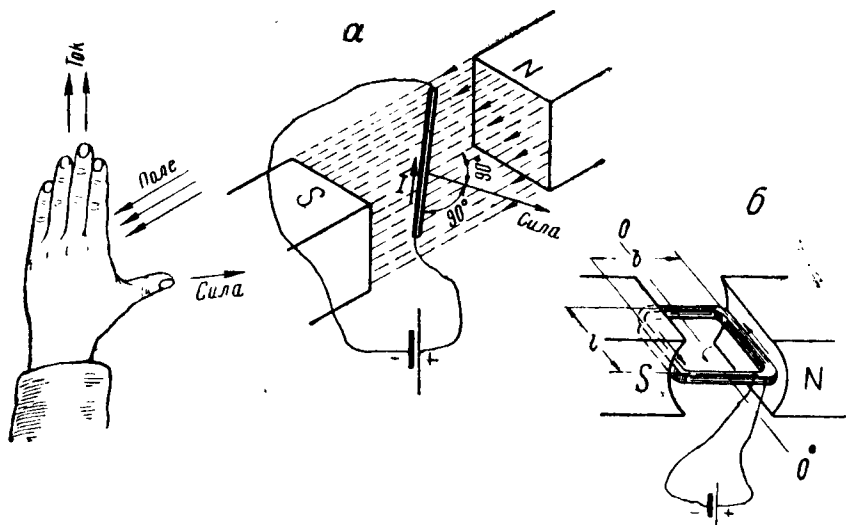
где  $I$  — сила тока, а;

$l$  — длина проводника, см;

$\alpha$  — угол между проводником и направлением поля.

При  $\alpha = 90^\circ$   $F = 0,1 \mu H I l$ .

Действие магнитного поля на ток широко используется в электротехнике в электрических двигателях, а также в магнито-электрических измерительных приборах. Обычно для этой цели применяют проводники, выполненные в виде прямоугольной рамки с большим числом витков.



Фиг. 162. Действие магнитного поля на ток.

Если такая рамка расположена в однородном магнитном поле (фиг. 162, б), то образуется пара сил  $F$ , стремящаяся повернуть рамку вокруг оси  $O - O$ .

Момент пары сил равен:

$$\begin{aligned} M &= Fb = 0,1\mu_0 H I W l b \sin \beta = \\ &= 0,1\mu_0 H I W S \sin \beta \text{ дин} \cdot \text{см}, \end{aligned}$$

где  $\mu_0 = 1$  (для воздуха);

$IW$  — ампервитки;

$S = lb$  — площадь рамки,  $\text{см}^2$ ;

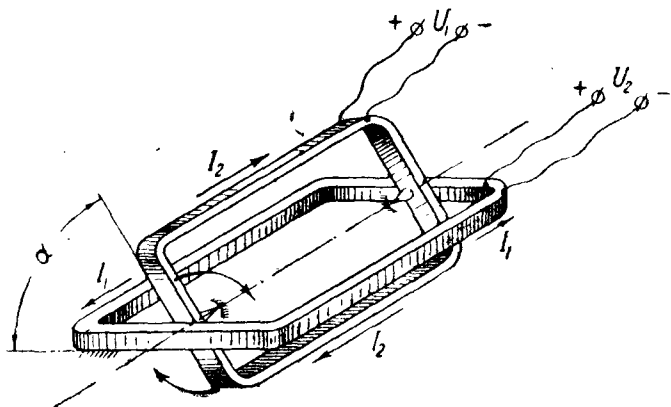
$\beta$  — угол между направлением магнитного поля и перпендикуляром к плоскости, в которой расположены витки рамки.

Большой частью применяют воздушный зазор кольцевой формы, который образуется поверхностью полюсов и железного барабанчика, вставленного внутрь рамки. При этом линии поля всегда перпендикулярны к поверхности полюса, и, следовательно, угол  $\beta = 90^\circ$ .

В этом случае вращающий момент равен:

$$M = 0,1 \mu_0 H I W S \text{ дин} \cdot \text{см.}$$

Аналогично действию поля на ток взаимодействуют два тока, протекающие по двум параллельным проводникам: токи одного направления притягиваются, токи противоположного направления отталкиваются.



Фиг. 163. Электродинамическая система.

Сила, действующая на отрезки проводников длиной  $l$  м в воздухе, равна

$$F = \mu_0 \frac{0,02 I_1 I_2 l}{r} \text{ дин,}$$

где  $r$  — расстояние между проводниками;

$I_1, I_2$  — токи в проводниках, а.

Явление взаимодействия параллельных проводников нашло применение в измерительных приборах электродинамического типа.

Одна из рамок закреплена неподвижно, другая рамка, расположенная внутри первой, может вращаться вокруг оси  $O-O$  (фиг. 163).

Вращающий момент, действующий на подвижную рамку, равен

$$M = K \mu_0 I_1 I_2 f(\alpha),$$

где  $I_1$  — ток в неподвижной рамке;

$I_2$  — ток в подвижной рамке;

$K$  — коэффициент, зависящий от площади, числа витков и конфигурации рамок;

$f(\alpha)$  — функция угла  $\alpha$  между рамками.

Электромагнитная индукция. При всяком изменении магнитного потока, который пронизывает контур, образованный проводником, в последнем возникает электродвижущая сила индукции. Если контур замкнут, то под действием этой ЭДС в нем возникает индукционный ток.

По правилу Ленца индуцируемый ток направлен таким образом, что его магнитное поле препятствует изменению индуцирующего потока.

Величина индуцируемой ЭДС, по закону Фарадея, пропорциональна скорости изменения потока:

$$e = - \frac{d\psi}{dt} 10^{-8} = - W \frac{d\Phi}{dt} 10^{-8} \text{ В},$$

где  $\psi = W\Phi$  — потокосцепление;

$\Phi$  — магнитный поток, максвелл;

$W$  — число витков.

Индуктируемый ток равен

$$i = - \frac{1}{R} \frac{d\psi}{dt} 10^{-8} \text{ А},$$

где  $R$  — сопротивление всего контура.

Изменения магнитного потока, вызывающие магнитную индукцию, могут быть получены различными способами, например, приближением к контуру постоянного магнита или изменением тока в близлежащей цепи, или изменением тока в данной цепи.

Если изменение потока в данной цепи происходит вследствие изменения силы тока в близлежащей катушке, называемой первичной, то эффект изменения ЭДС во вторичной катушке называется *взаимной индукцией*.

ЭДС взаимной индукции равна

$$e = - M \frac{di}{dt},$$

где  $i$  — сила тока в первичной катушке;

$M$  — коэффициент взаимной индукции, зависящий от площади, числа витков и расположения обеих катушек, а также от  $\mu$ .

Единицей коэффициента взаимной индукции является 1 генри. При коэффициенте  $M=1$  генри во вторичной катушке индуцируется  $e=1$  В при скорости изменения тока в первичной катушке, равной 1 А в секунду.

Если изменение потока в цепи происходит вследствие изменения собственного тока, то также индуцируется ЭДС, называемая *ЭДС самоиндукции* и равная

$$e = -L \frac{di}{dt},$$

где  $L$  — коэффициент самоиндукции, зависящий от числа витков, сечения провода, размеров катушки и от  $\mu$ ; единицей  $L$  служит также 1 генри, представляющий собой самоиндукцию такого проводника, в котором при быстроте изменения тока в 1 А в секунду индуцируется ЭДС в 1 В.

Применяется также единица самоиндукции, равная  $1 \text{ см} = 10^{-9}$  генри.

Коэффициент самоиндукции выражает также соотношение между потокосцеплением и током, протекающим в проводнике:

$$\psi = W\Phi = Li10^8 \text{ максвелл},$$

где  $L$  — коэффициент самоиндукции, генри;  
 $i$  — ток, А.

Явление электромагнитной индукции широко используется в электротехнике, например в динамомашинах, трансформаторах и т. д.

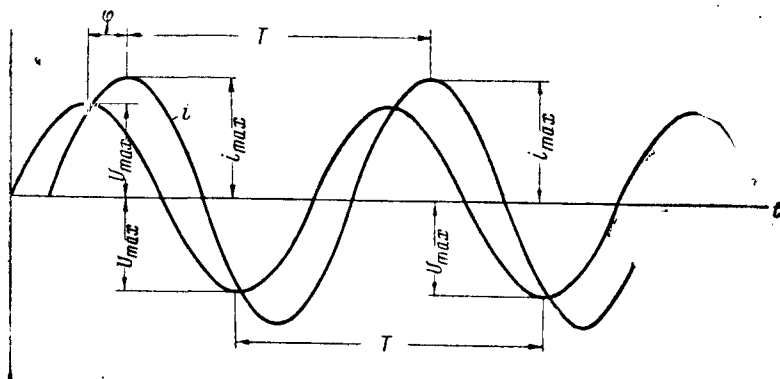
**Токи Фуко.** Индуцированные токи могут возникать не только в проводниках, но и в любом массивном металлическом теле. В этом случае индуцированные токи замыкаются в теле проводника и носят название *токов Фуко*. Протекание токов Фуко связано с выделением тепла, а следовательно, с потерей энергии. Для уменьшения этих потерь якоря динамомашин и сердечники трансформаторов выполняют не сплошными, а из отдельных, изолированных друг от друга пластин. Кроме того, применяют железо с примесью кремния (от 2 до 4%), что понижает электропроводность, а следовательно, и силу токов Фуко. Присадка кремния уменьшает также потери на гистерезис.

В некоторых случаях токи Фуко производят полезное действие. Например, в высокочастотных печах металл плавится токами Фуко, индуцируемыми быстропеременным магнитным полем.

В электроизмерительных приборах устраивают магнитные успокоители (*демпферы*), состоящие из массивной медной или алюминиевой пластинки, расположенной в магнитном поле. Токи Фуко, индуцируемые в этой пластинке, тормозят подвижную систему прибора и успокаивают ее колебания.

### § 29. Законы переменного электрического тока

Синусоидальный переменный ток. Переменным током называют такой ток, напряжение и сила которого периодически изменяются с определенной частотой. Закономерность этих изменений может быть любой, но в технике преобладающее применение имеет *синусоидальный ток*.



Фиг. 164. Синусоидальный переменный ток.

Напряжение и сила синусоидального тока в общем случае изменяются во времени по следующему закону (фиг. 164):

$$U = U_m \sin 2\pi \frac{t}{T} = U_m \sin \omega t;$$

$$i = I_m \sin \left( 2\pi \frac{t}{T} - \varphi \right) = I_m \sin (\omega t - \varphi),$$

где  $U_m$ ,  $I_m$  — амплитудные значения напряжения и силы тока;  
 $T$  — период изменения тока;  
 $\omega$  — угловая частота;  
 $t$  — время.

Угол  $\varphi$  показывает, что максимум силы тока не совпадает по времени с максимумом напряжения; этот угол называется *сдвигом фаз* между током и напряжением.

В обычных цепях переменного тока угол сдвига фаз может иметь значение от  $+\frac{\pi}{2}$  до  $-\frac{\pi}{2}$ , в зависимости от параметров цепи.

Когда  $\varphi = 0$ , ток по фазе совпадает с напряжением, и ток называют *активным*.

Если  $\varphi > 0$ , ток отстает от напряжения по фазе, если же  $\varphi < 0$ , ток опережает напряжение. При  $\varphi = \pm \frac{\pi}{2}$  ток отличается от напряжения на четверть периода и называется *реактивным*.

Число периодов в секунду называют частотой переменного тока; частота равна

$$f = \frac{1}{T} = \frac{\omega}{2\pi}.$$

Единицей частоты служит 1 герц, равный 1 периоду в секунду.

Для промышленных и осветительных целей применяется ток частотой 50 герц. В авиационных электрических приборах, в частности в гироскопических приборах и дистанционных компасах, применяется ток повышенной частоты от 400 до 800 и более герц.

**Индуктивное сопротивление.** В цепях постоянного тока зависимость между током и напряжением определяется величиной омического сопротивления, обусловленного исключительно тепловыми потерями внутри проводника.

Совсем не так обстоит дело в цепях переменного тока. Предположим, что в цепь переменного тока включена катушка, обладающая весьма малым омическим сопротивлением (фиг. 165, а). Синусоидальный ток  $i = I_m \sin \omega t$ , протекающий через катушку, вызовет электродвижущую силу самоиндукции, равную

$$e_L = -L \frac{di}{dt} = -LI_m \omega \cos \omega t,$$

где  $L$  — коэффициент самоиндукции катушки.

ЭДС самоиндукции в любой момент времени уравновешивает напряжение  $u$ , приложенное к катушке со стороны источника питания:

$$u = -e_L = LI_m \omega \cos \omega t = U_m \cos \omega t = U_m \sin \left( \omega t + \frac{\pi}{2} \right).$$

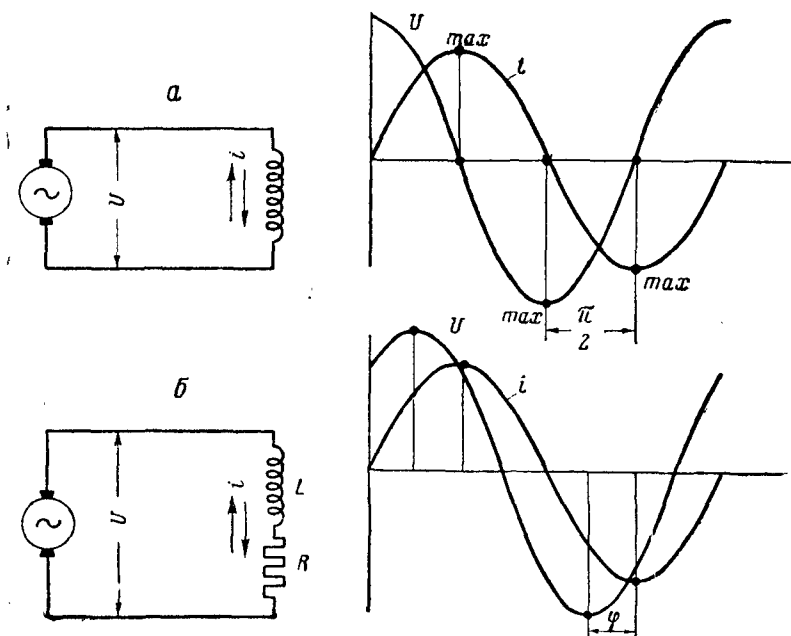
Из этого соотношения видно, что амплитуда напряжения равна  $U_m = LI_m \omega$ , причем ток отстает по фазе от напряжения на четверть периода  $\left( \frac{\pi}{2} \right)$ .

Амплитудное значение тока при включении катушки с самоиндукцией  $L$  равно

$$I_m = \frac{U_m}{\omega L} = \frac{U_m}{x_L}.$$

Величина  $x_L = \omega L$  называется *реактивным*, или *индуктивным сопротивлением катушки*.

Существенное отличие индуктивного сопротивления от омического заключается в том, что это сопротивление не связано с потреблением мощности: средняя потребляемая мощность равна нулю, так как энергия, затрачиваемая на образование магнитного поля, вновь отдается катушкой при его исчезновении.



Фиг. 165. Индуктивность в цепи переменного тока.

Если катушка самоиндукции обладает и омическим сопротивлением, то в катушке будут иметь место также и тепловые потери.

Допустим, что цепь переменного тока состоит из катушки, обладающей коэффициентом самоиндукции  $L$  и омическим сопротивлением  $R$  (фиг. 165, б)<sup>1</sup>. Если к этой катушке приложено напряжение  $u = U_m \sin \omega t$ , то сила тока в катушке определяется по формуле

$$i = I_m \sin (\omega t - \varphi).$$

<sup>1</sup> По принятому обозначению на схемах обычно показывают индуктивное и омическое сопротивление катушки отдельно, в виде двух последовательных сопротивлений.

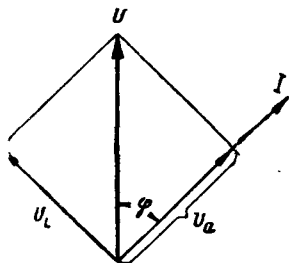
Амплитуда тока в этом случае равна

$$I_m = \frac{U_m}{\sqrt{R^2 + x_L^2}} = \frac{U_m}{\sqrt{R^2 + (\omega L)^2}}.$$

Сдвиг фаз определяется из соотношения

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{x_L}{R} = \frac{\omega L}{R}.$$

Напряжение и силу переменного тока можно изобразить в виде векторов, вращающихся против часовой стрелки с угловой скоростью  $\omega$  (фиг. 166).



Фиг. 166. Векторное изображение тока и напряжения.

Длина векторов тока и напряжения равна их амплитудному значению  $I_m$  и  $U_m$ , а угол между ними равен сдвигу фаз  $\varphi$ .

Проекция вектора напряжения на вектор тока называется *активной составляющей напряжения* и равна

$$U_a = U_m \cos \varphi = R I_m.$$

*Реактивная составляющая напряжения* равна

$$U_L = U_m \sin \varphi = \omega L I_m = x_L I_m.$$

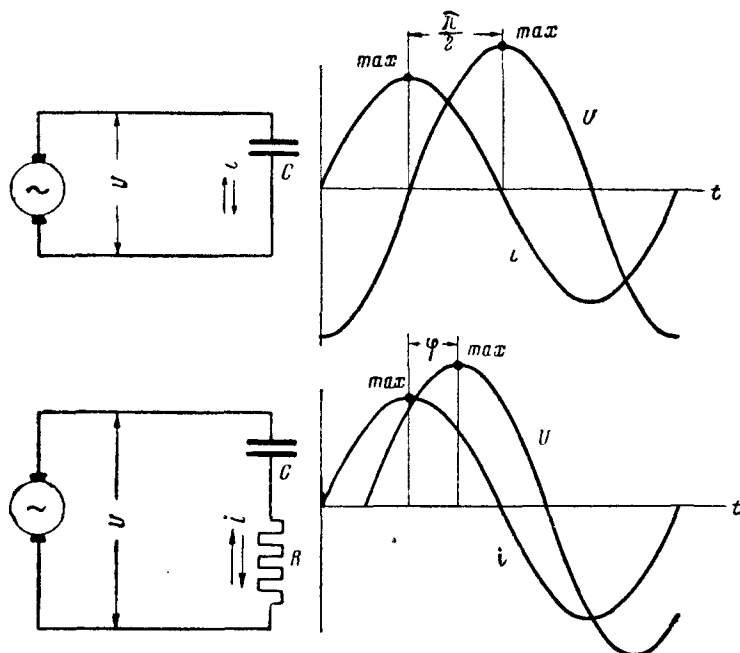
Конденсатор и емкостное сопротивление. Две плоские проводящие поверхности, разделенные тонким слоем диэлектрика (изолятора), образуют конденсатор. Если эти поверхности, называемые *обкладками конденсатора*, соединить с источником постоянного тока, то через некоторое время напряжение на обкладках увеличится от нуля до величины, равной напряжению источника тока  $U$ . При этом конденсатор приобретает электрический заряд, пропорциональный напряжению:

$$Q = C U.$$

Коэффициент пропорциональности  $C$  называется *емкостью конденсатора* и измеряется в фарадах (F). Фарада соответствует  $9 \cdot 10^{11}$  см в единицах CGS. Емкость в 1 фараду имеет такой конденсатор, который получает заряд в 1 кулон при разности потенциалов (напряжений) в 1 В. На практике большей частью пользуются более мелкой единицей емкости, равной одной миллионной доле фарады и называемой микрофарадой ( $\mu F$ ). Еще более мелкой единицей емкости является микрофарада ( $\mu \mu F$ ) или пикофарада (pF), равная одной мил-

лионной доле микрофарады или  $10^{-12}$  Ф. Эта единица соответствует 0,9 см емкости в единицах CGS.

При постоянном напряжении источника питания ток в цепи с конденсатором протекает только до тех пор, пока конденсатор заряжается, и называется *зарядным током*. Когда конденсатор зарядится до напряжения источника питания, дальней-



Фиг. 167. Емкость в цепи переменного тока.

шее протекание тока в цепи прекращается и конденсатор является как бы местом разрыва в цепи постоянного тока.

Совсем иначе ведет себя конденсатор в цепи переменного тока (фиг. 167, верхняя часть). Допустим, что к обкладкам конденсатора емкостью  $C$  приложено переменное напряжение, равное

$$u = U_m \sin \omega t.$$

Заряд конденсатора  $q$  всегда пропорционален напряжению  $u$ :

$$q = Cu = CU_m \sin \omega t.$$

Электрический ток в цепи равен скорости изменения количества электричества или заряда:

$$i = \frac{dq}{dt} = CU_m \omega \cos \omega t = I_m \sin \left( \omega t + \frac{\pi}{2} \right).$$

Из этого соотношения видно, что амплитуда тока равна

$$I_m = C U_m \omega,$$

причем напряжение отстает от тока на четверть периода  $\left(\frac{\pi}{2}\right)$ .

Амплитуда тока при включении в цепь переменного тока конденсатора емкостью  $C$  равна

$$I_m = \frac{U_m}{\frac{1}{\omega C}} = \frac{U_m}{x_c}.$$

Величина  $x_c = \frac{1}{\omega C}$  называется *реактивным*, или *емкостным*, *сопротивлением конденсатора*. Так же, как и в случае катушки самоиндукции, емкостное сопротивление не потребляет мощности: средняя потребляемая мощность равна нулю, так как энергия, затрачиваемая на заряд конденсатора, отдается в цепь при разряде конденсатора.

Если в цепи переменного тока включено, кроме конденсатора, омическое сопротивление  $R$  (фиг. 167, нижняя часть), то сила тока в цепи определяется по формуле

$$i = I_m \sin(\omega t + \varphi);$$

$$I_m = \frac{U_m}{\sqrt{R^2 + x_c^2}} = \frac{U_m}{\sqrt{R^2 + \left(\frac{1}{\omega C}\right)^2}};$$

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{x_c}{R} = \frac{1}{\omega CR}.$$

Векторное изображение тока и напряжения аналогично показанному на фиг. 166 с той разницей, что ток не отстает от напряжения, а опережает его на угол  $\varphi$ .

Закон Ома для цепи переменного тока. Сложные цепи переменного тока представляют собой различные комбинации активного (омического) сопротивления, индуктивности и емкости.

Простейшим случаем такой цепи является последовательное соединение  $R$ ,  $L$  и  $C$  (фиг. 168).

В этом случае сила тока в цепи равна

$$i = I_m \sin(\omega t - \varphi).$$

Величина  $I_m$  определяется на основании закона Ома:

$$I_m = \frac{U_m}{z}.$$

Здесь  $z$  — полное, или кажущееся, сопротивление цепи; иногда  $z$  называют также импеданцем.

Полное сопротивление цепи (фиг. 168) равно

$$z = \sqrt{R^2 + (x_L - x_c)^2} = \sqrt{R^2 + \left(\omega L - \frac{1}{\omega C}\right)^2}.$$

Сдвиг фаз между током и напряжением равен

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{x_L - x_c}{R} = \frac{\omega L - \frac{1}{\omega C}}{R}.$$

Из этой формулы видно, что если  $x_L > x_c$ , то  $\varphi > 0$ , и ток отстает от напряжения, если же  $x_L < x_c$ , то  $\varphi < 0$ , и ток опережает напряжение. Случай, когда  $x_L = x_c$ , соответствует  $\varphi = 0$  и называется *резонансом напряжений*.

При резонансе напряжений ток совпадает по фазе с напряжением и имеет наибольшую величину. Резонанс напряжений имеет место при частоте  $\omega_0$ , называемой *резонансной* и определяемой из соотношения

$$\omega_0 L = \frac{1}{\omega_0 C},$$

откуда

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{1}{LC}}.$$

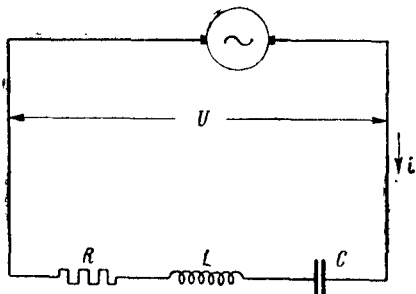
Резонансная частота (в герцах) равна

$$f_0 = \frac{\omega_0}{2\pi} = \frac{1}{2\pi \sqrt{LC}}.$$

Величины полного сопротивления и угла сдвига фаз для различных цепей переменного тока приведены в табл. 7.

Эффективные значения токов и напряжений. Мощность. Амплитудные значения токов и напряжений и угловая частота  $\omega = 2\pi f$  вполне характеризуют синусоидальный ток в любой момент времени. Однако в технике большей частью пользуются так называемыми *эффективными значениями* тока и напряжения<sup>1</sup>.

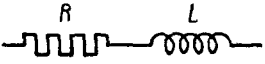
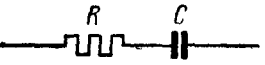
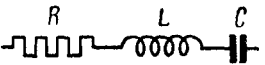

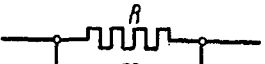
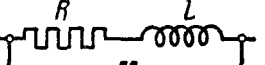
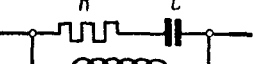

<sup>1</sup> В некоторых случаях важно знать также амплитудное значение напряжения, например, при расчете изоляции какого-либо прибора; кроме того, амплитудные значения токов и напряжений играют важную роль в работе электронных приборов.



Фиг. 168. Последовательное соединение.

Таблица 7

Полное сопротивление и сдвиг фаз простейших цепей переменного тока

Схема	$z$	$\operatorname{tg}\varphi$
	$\sqrt{R^2 + \omega^2 L^2}$	$\frac{\omega L}{R}$
	$\sqrt{R^2 + \frac{1}{\omega^2 C^2}}$	$-\frac{1}{R\omega C}$
	$\sqrt{R^2 + \left(\omega L - \frac{1}{\omega C}\right)^2}$	$\frac{\omega L - \frac{1}{\omega C}}{R}$
	$\frac{R\omega L}{\sqrt{R^2 + \omega^2 L^2}}$	$\frac{R}{\omega L}$
	$\frac{R}{\sqrt{1 + R^2 \omega^2 C^2}}$	$-R\omega C$
	$\frac{\sqrt{R^2 + \omega^2 L^2}}{\sqrt{(1 - \omega L \omega C)^2 + \omega^2 C^2}}$	$\frac{\omega L - \omega C (R^2 + \omega^2 L^2)}{R}$
	$\frac{\omega L \sqrt{1 + R^2 \omega^2 C^2}}{\sqrt{(1 - \omega L \omega C)^2 + R^2 \omega^2 C^2}}$	$\frac{1 - \omega L \omega C + R^2 \omega^2 C^2}{R \omega L \omega^2 C^2}$
	$\frac{R\omega L}{\sqrt{R^2 (1 - \omega L \omega C)^2 + \omega^2 L^2}}$	$\frac{R (1 - \omega L \omega C)}{\omega L}$

Почти все измерительные приборы, применяемые в лабораторной практике для измерения переменных токов, измеряют эффективное значение тока.

Эффективное значение переменного тока равно значению такого эквивалентного постоянного тока, который, проходя через то же сопротивление, что и переменный ток, выделяет в единицу времени такое же количество энергии.

Эффективная сила  $I$  синусоидального переменного тока связана с его амплитудным значением следующим соотношением:

$$I = \frac{I_m}{\sqrt{2}}.$$

Соответственно эффективное напряжение  $U$  синусоидального тока равно

$$U = \frac{U_m}{\sqrt{2}}.$$

Все выведенные выше соотношения между амплитудными значениями тока и напряжения справедливы также для эффективных значений:

$$I = \frac{U}{z}.$$

Мощность, потребляемая цепью переменного тока, равна:

$$P = I^2 z \cos \varphi = UI \cos \varphi.$$

В этом уравнении  $\cos \varphi$  называют *коэффициентом мощности* цепи, а мощность  $P$  называют *активной мощностью*.

Генерирование переменного тока. Простейшим генератором переменного тока является виток проводника, вращающийся в однородном магнитном поле  $H$  (фиг. 169).

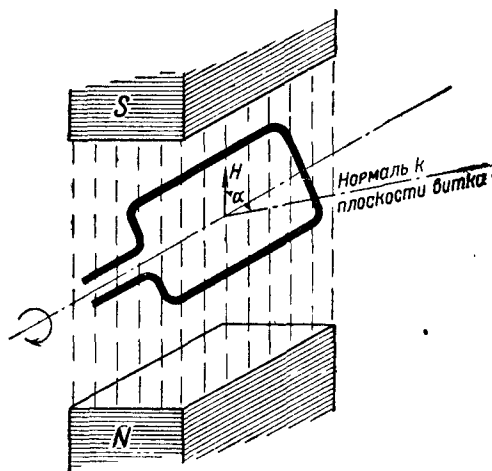
Магнитный поток, пронизывающий контур, зависит от положения витка относительно поля:

$$\Phi = \mu_0 HS \cos \alpha.$$

При равномерном вращении со скоростью  $\omega$  поток индукции внутри витка будет периодически изменяться, так как  $\alpha = \omega t$ .

Согласно закону электромагнитной индукции в контуре будет индуцироваться ЭДС, равная

$$e = - \frac{d\Phi}{dt} 10^{-8} = \mu_0 HS \sin \omega t 10^{-8} \text{ V}.$$



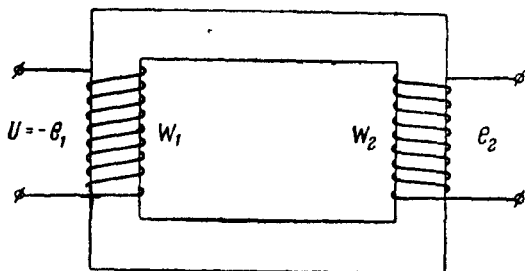
Фиг. 169. Вращение контура в магнитном поле.

Если в магнитном поле вращается обмотка, имеющая  $W$  витков, то амплитуда ЭДС, индуцируемой в обмотке, будет равна:

$$E_m = \mu_0 H S W \omega 10^{-8} = \Phi_m W 2\pi f 10^{-8} \text{ V},$$

где  $\Phi_m$  — максимальное значение потока при  $\alpha = 0$ ;  
 $f$  — частота в герцах.

Трансформаторы, применяемые для преобразования напряжения переменного тока, состоят из двух катушек, намотанных на общий сердечник (фиг. 170); одна из катушек называется *первичной* и подключается к источнику питания.



Фиг. 170. Схема трансформатора.

Магнитный поток в сердечнике изменяется по закону синуса

$$\Phi = \Phi_m \sin \omega t.$$

При этом в первичной обмотке индуцируется ЭДС, равная и противоположная напряжению источника питания:

$$e_1 = -u = -W_1 \frac{d\Phi}{dt} = -W_1 \Phi_m \cos \omega t,$$

где  $W_1$  — число витков первичной обмотки.

Но изменение потока вызовет и во вторичной обмотке ЭДС, равную

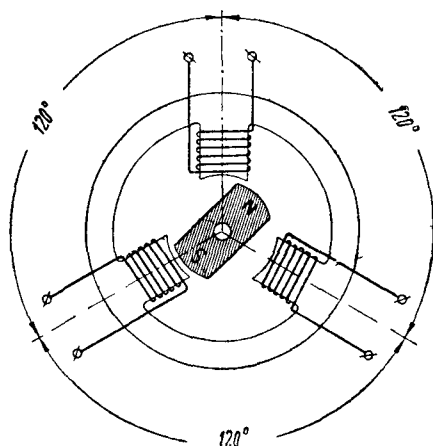
$$e_2 = -W_2 \Phi_m \cos \omega t.$$

Следовательно, отношение ЭДС во вторичной обмотке к напряжению источника питания равно:

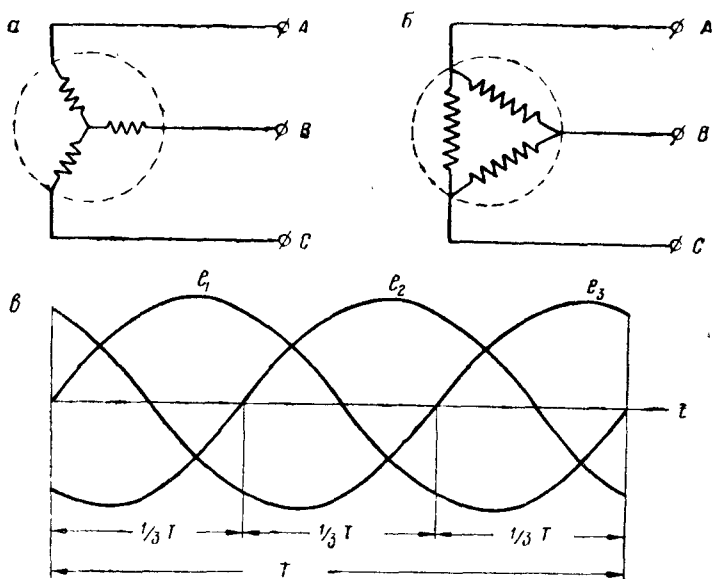
$$\frac{e_2}{u} = \frac{W_2}{W_1}.$$

Это соотношение называется *коэффициентом трансформации* и показывает, во сколько раз трансформатор увеличивает напряжение источника питания.

Трехфазный ток. Широкое применение в технике нашел так называемый *трехфазный переменный ток*. Если вра-



Фиг. 171. Генератор трехфазного тока.



Фиг. 172. Соединение обмоток генератора в звезду или треугольник.

щать постоянный магнит, расположенный внутри трех катушек, сдвинутых на  $120^\circ$  (фиг. 171), то в каждой из этих катушек

будет индуцироваться ЭДС одной и той же частоты; фазы этих ЭДС сдвинуты друг относительно друга на  $\frac{1}{3}$  периода ( $\frac{2\pi}{3}$ ).

Обычно три катушки трехфазного генератора соединяют в звезду или треугольник (фиг. 172,а и б).

Точки А, В и С соединяются с трехпроводной линией электропередачи. Напряжения между каждой парой проводов называются *линейными* и равны (см. фиг. 172,в):

$$\begin{aligned} e_1 &= E_m \sin \omega t; \\ e_2 &= E_m \sin \left( \omega t - \frac{2\pi}{3} \right); \\ e_3 &= E_m \sin \left( \omega t - \frac{4\pi}{3} \right). \end{aligned}$$

Трехфазный переменный ток частотой 300—500 герц применяется для питания электрогироскопических приборов.

### § 30. Бортовая электросеть самолета

Источники электроэнергии на самолете. Источниками электроэнергии на самолете являются *самолетные генераторы* и *аккумуляторные батареи*, рассчитанные на напряжение в сети самолета 27 V.

Самолетные генераторы приводятся в действие от авиационного двигателя. При полных оборотах двигателя генератор принимает на себя всю нагрузку и подзаряжает аккумуляторную батарею.

Аккумуляторная батарея включается в электрическую сеть параллельно с генератором и питает электрические устройства на самолете при неработающем двигателе или на малых оборотах.

До настоящего времени применялись аккумуляторные батареи типов 12-А-5, 12-А-10, 12-А-15, 12-А-30, 12-А-60, 12-А-23,5 и 12-КО-55; применялись также батареи на 12 V типов 6-А-12, 6-А-55 и 6-А-24.

В настоящее время в нашей авиации применяются аккумуляторные батареи, состоящие из 12 отдельных аккумуляторов, последовательно соединенных между собой с общим напряжением на батарее в заряженном состоянии и без нагрузки 25—25,5 V. Наиболее распространены аккумуляторные батареи типов 12-А-5, 12-А-10 и 12-А-30; батареи 12-А-5 и 12-А-10 устанавливаются на истребителях и штурмовиках, а батареи 12-А-30 и 12-А-23,5 — на бомбардировщиках. Для питания

## Технические данные авиационных аккумуляторов

Таблица 8

Тип батарей	Режим разряда												Вес батарей с электро- литом, кг	Размеры, мм		
	10-часовой			5-часовой			5-минутный			2-минутный				длина	ширина	высота
	ток, А	емкость, Ah	конечное напряже- ние на элементе, V	ток, А	емкость, Ah	конечное напряже- ние на элементе, V	ток, А	емкость, Ah	конечное напряже- ние на элементе V	ток, А	емкость, Ah	коичное напряже- ние на элементе, V				
12-A-5	0,5	5	1,7	—	—	—	15	1,25	1,4	30	1,0	1,2	8	220	127	146
12-A-10	1	10	1,7	—	—	—	30	2,5	1,4	60	2,0	1,2	14	223	186	165
12-A-15	1,5	15	1,7	—	—	—	45	3,7	1,4	90	3,0	1,2	18,4	417	116	180
12-A-30	3	27	1,7	—	—	—	107	8,9	1,2	210	7,0	1,1	27,5	369	163	214
12-A-60	6	54	1,7	—	—	—	215	17,8	1,2	420	14,0	1,1	49	606	163	214
12-A-23,5	2,4	24	1,7	4,7	23,5	1,7	110	9,1	—	—	—	—	29	314	202	280
12-KO-55	5,3	53	1,7	10	50	1,7	250	20,8	—	—	—	—	63	—	—	—

электроэнергией электрической сети самолетов на аэродромах применяется аккумуляторная батарея 12-КО-55.

Аккумуляторные батареи обозначаются индексами, состоящими из трех групп знаков: цифры, стоящие перед буквой А, показывают количество элементов аккумуляторной батареи; буква А обозначает тип аккумуляторной батареи — авиационная; цифры, стоящие после буквы А, показывают емкость батареи в амперчасах при разряде нормальным током.

Основные технические данные авиационных аккумуляторов приведены в табл. 8.

Для оборудования самолетов в СССР применяются генераторы типов ГС-10-350, ГС-20-650 и ГС-30-1000. Последняя группа цифр обозначает мощность генератора в ваттах. Самолетные генераторы приводятся в действие от авиационного двигателя через зубчатую передачу с фрикционным устройством, предохраняющим шестерни привода двигателя и вал генератора от поломок при запуске и резких изменениях числа оборотов двигателя.

Характеристики самолетных генераторов приведены в табл. 9.

Таблица 9

**Характеристики самолетных генераторов**

Характеристики	Типы генераторов		
	ГС-10-350	ГС-20-650	ГС-30-1000
Мощность при длительной работе, W	350	650	1000
Мощность при пятиминутной работе, W	525	975	1500
Сила тока при длительной работе, A	12,7	23,6	37
Напряжение номинальное, V	27,5	27,5	27,5
Пределы рабочих скоростей вращения, об/мин	3200—5900	3200—5900	3200—5900

В течение 5 мин. допускается перегрузка генераторов на 50% через каждые 2 часа работы под номинальной нагрузкой.

Регуляторы коробки. Для поддержания постоянного напряжения на клеммах генератора при различной нагрузке и различных числах оборотов двигателя, для защиты источников тока от перегрузок и для обеспечения возможности

параллельной работы генераторов с аккумуляторной батареей служат регуляторные коробки.

Для каждого типа генератора применяется специальная регуляторная коробка. Применяемые в СССР регуляторные коробки обозначаются индексами, состоящими из трех групп знаков: РК-12-350, РК-22-650 и РК-32-1000. Расшифровываются эти индексы следующим образом. Например, РК-32-1000 означает: регуляторная коробка для генераторов третьего габарита, конструктивное выполнение второе, коробка предназначена для работы с генератором номинальной мощностью 1000 W. Все три типа регуляторных коробок одинаковы по внешнему виду.

Регуляторная коробка состоит из трех основных частей: регулятора напряжения, минимального реле и максимального реле. *Регулятор напряжения* служит для поддержания постоянного напряжения, подаваемого генератором в бортовую сеть. Кроме того, специальная обмотка на катушке регулятора напряжения в коробках РК-22-650 и РК-32-1000 обеспечивает возможность параллельной работы двух или нескольких генераторов. *Минимальное реле* обеспечивает параллельную работу генератора с аккумуляторной батареей, приключает аккумулятор к генератору при уменьшении оборотов двигателя самолета и, следовательно, при уменьшении напряжения, даваемого генератором. *Максимальное реле* служит для защиты генератора от перегрузок.

**Электрощитки.** Напряжение от источников питания подается на электрощитки, служащие для установки коммутационной и измерительной электрической аппаратуры.

На щитках устанавливаются электроизмерительные приборы — вольтметры и амперметры, выключатели и кнопки, а также плавкие предохранители, служащие для защиты при замыкании в проводке и неисправностях в электрических установках.

Вся коммутационная аппаратура монтируется внутри щитка, так что на поверхность выходят лишь ручки. На лицевой части щитка награвированы надписи о назначении ручек.

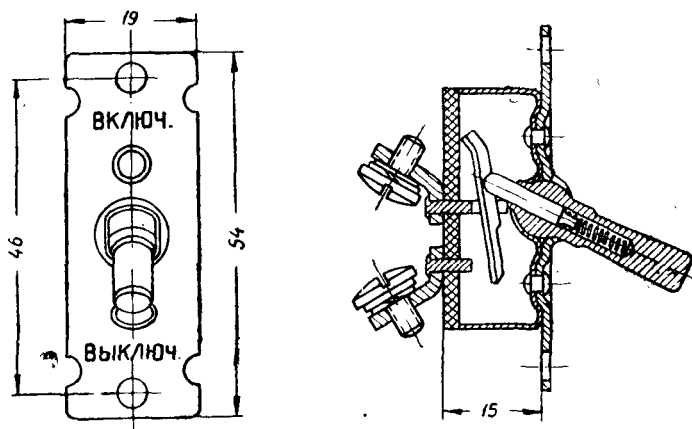
В непосредственной близости от электрощитка или даже на самом щитке имеется обязательный 50%-ный запас плавких вставок.

Предохранители располагаются на щитке таким образом, чтобы плавкую вставку можно было сменить в 1—2 мин. У щитка предохранителей помещается табличка с наименованием цепей, к которым относятся предохранители, и с указанием номинального тока предохранителей.

**Выключатели и переключатели.** Выключатели служат для включения потребителей электроэнергии в электрическую сеть самолета и для отключения их. Переключатели

выполняют те же функции, но допускают поочередное включение двух или больше потребителей.

В основном на самолете применяются выключатели на 15 и 35 А (87-к и 89-к) (фиг. 173) и переключатели на 15 и 35 А (88-к и 90-к).



Фиг. 173. Выключатель 87-к.

Для управления электромоторами самолетных устройств применяются нажимные переключатели типа НП-1 (фиг. 174) и НП-3 с принудительным возвратом ручки в нейтральное положение и перекидные переключатели ПП-1 (фиг. 175), не имеющие нейтрального положения ручки.

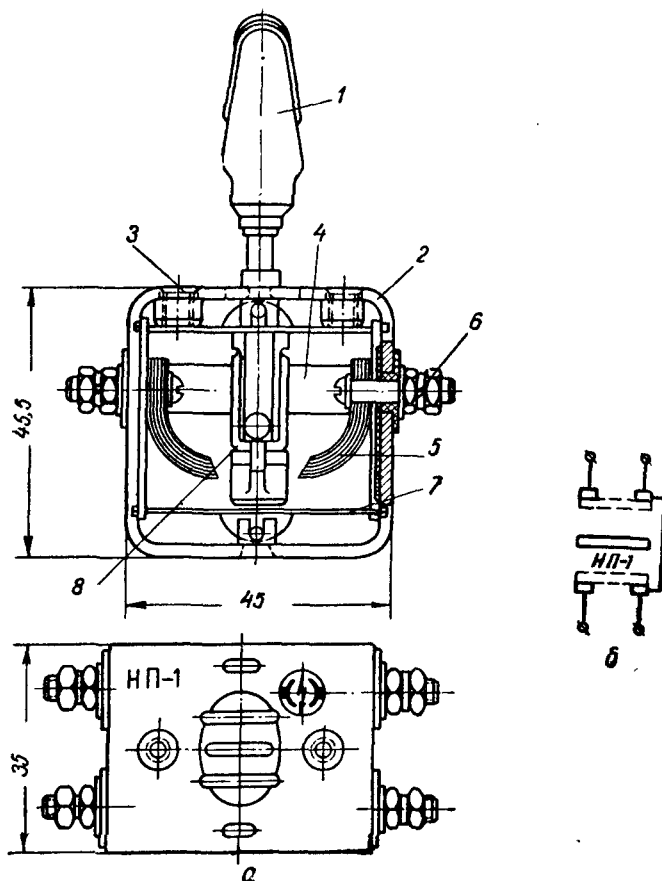
В зависимости от назначения ручки переключения имеют различную расцветку:

Назначение ручки	Окраска ручки
Управление триммерами рулей НП-1	Черная
Управление заслонками водяных радиаторов НП-3	Зеленая
Управление заслонками масляных радиаторов НП-1	Коричневая
Управление регулятором оборотов НП-1	Белая
Управление посадочными щитками НП-1	Голубая
Управление воздушными тормозами НП-1	Желтая
Управление подъемом и выпуском шасси НП-1	Красная

Кроме указанных выключателей, на самолете имеется аварийный рубильник для полного отключения бортовой сети от источников питания при авариях. Для включения в самолетную

сеть временных и переносных потребителей электроэнергии служат штепсельные розетки и вилки к ним.

Плавкие предохранители. Плавкие предохранители служат для защиты электросети от коротких замыканий

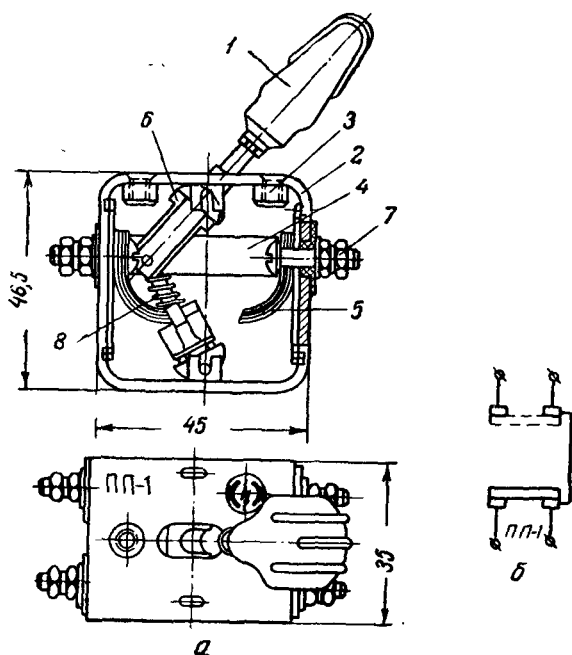


Фиг. 174. Переключатель типа НП-1:

а—переключатель НП-1: 1—ручка, 2—корпус, 3—отверстия для крепления, 4—перемычки, 5—контактные пружины, 6—выводные контакты, 7—возвратная пружина, 8—подвижный контакт; б—электрическая схема переключателя.

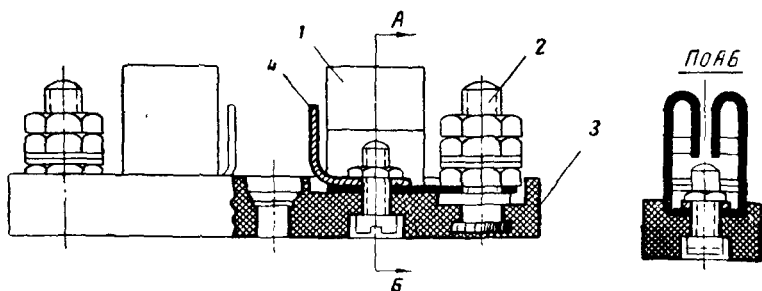
или длительных перегрузок. Плавкие предохранители БЗ-20 (от 2 до 20 А) и БЗ-80 (от 30 до 100 А) устанавливаются в блоках защиты (фиг. 176).

Плавкие вставки, применяемые в блоках защиты, бывают открытыми и закрытыми. Закрытые вставки изготовляются из серебряной проволоки, заключенной в стеклянную трубку, и



Фиг. 175. Переключатель типа ПП-1:

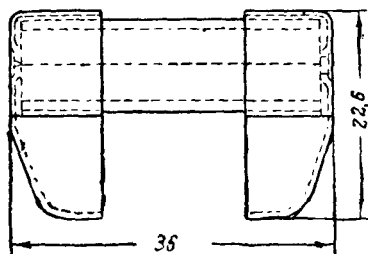
*а*—переключатель ПП-1: 1—ручка, 2—корпус, 3—отверстия для крепления, 4—перемычки, 5—контактные пружины, 6—подвижный контакт, 7—выводные контакты, 8—пружина; *б*—электрическая схема переключателя.



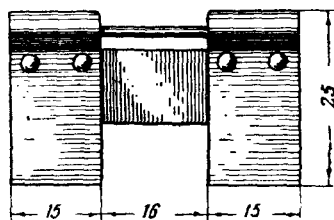
Фиг. 176. Конструкция блока защиты:

1—контактные пластины, 2—контактный болт, 3—основание, 4—угольныйк.

бывают рассчитаны на силу тока 2, 6, 10, 20, 30 и 40 А; открытые вставки рассчитаны на силу тока 60, 80 и 100 А. Плавкая вставка закрытого типа (фиг. 177) перегорает через 20 сек. при нагрузке током, превышающим номинальный на 50%.



Фиг. 177. Плавкая вставка закрытого типа.

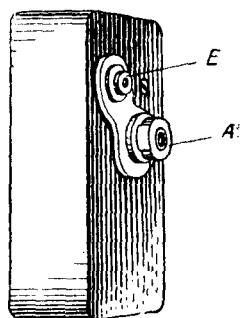


Фиг. 178. Плавкая вставка открытого типа.

Плавкие вставки открытого типа ПВ-60с, ПВ-80с и ПВ-100с (фиг. 178) состоят из двух плоских латунных ножей, соединенных текстолитовыми планками и серебряной проволокой, и перегорают в течение 3 мин. при нагрузке током, превышающим номинальный на 25%, в течение 1 мин. при нагрузке свыше 50% и мгновенно — при нагрузке током, превышающим номинальный на 100%.

**Автомат защиты.** Замена сгоревшей вставки новой вставкой требует значительной потери времени. На одноместном самолете для замены вставки летчик иногда должен бросать управление. Кроме того, нужно всегда иметь под рукой достаточный запас вставок.

В последние годы на самолетах стали применять вместо предохранителей автоматы защиты (фиг. 179), которые заменяют не только предохранитель, но и выключатель. Автомат защиты представляет собой реле; чувствительным элементом в нем является биметаллическая пластинка, нагреваемая током, который проходит через автомат.



Фиг. 179. Автомат защиты:

А — кнопка включения,  
Е — кнопка выключения.

Автоматы этого типа включаются в защищаемый участок последовательно, так же, как и предохранитель.

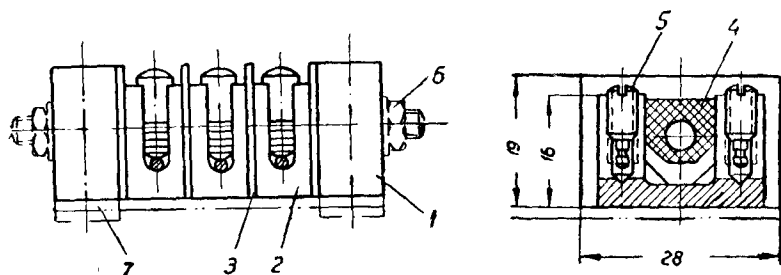
При нажатии от руки кнопки А контакты замыкаются и включают напряжение в цепь. Если ток, протекающий через автомат, превысит допустимое значение, то биметаллическая

пластинка, нагреваемая током, прогнется и освободит замок, который удерживает пружину. Под действием пружины контакты автомата разорвут цепь. Для того, чтобы снова включить автомат, нужно нажать кнопку А.

Для выключения автомата от руки нужно нажать кнопку Б.

Автоматы защиты выполняются также с приспособлением для дистанционного выключения.

**Переходные коробки.** Переходные, или ответвительные, коробки служат для соединения ответвлений электрических проводов при помощи клемм. Переходные коробки заменяют



Фиг. 180. Блок из двухсторонних зажимов 203-к:

1—боковина, 2—двухсторонние зажимы, 3—текстолитовые прокладки, 4—карболитовые вкладыши, 5—пружинные винты, 6—стяжной болт, 7—текстолитовые подкладки.

паяние, запрещенное для проводов на самолете вследствие трудности контроля качества паяния. Переходные коробки представляют собой группу контактных болтов или клемм, смонтированных на изоляционном основании и закрытых крышкой.

Переходные коробки выпускаются на две, три и четыре клеммы. Провода с наконечниками присоединяют к контактным болтам и крепят гайками с проложенными под ними шайбами Гровера.

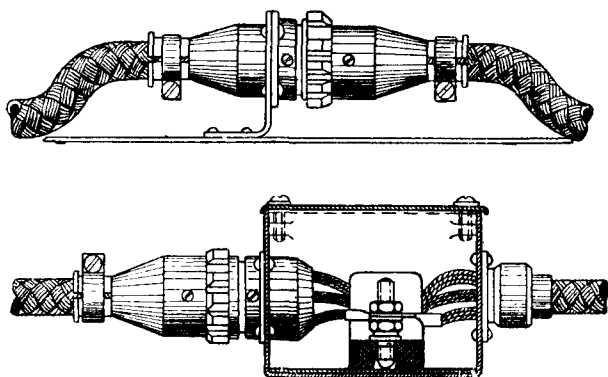
Для тех же целей, что и переходные коробки, служат *двухсторонние зажимы*, при использовании которых не требуется наконечников на соединяемых проводах. Из двухсторонних зажимов можно собирать блоки на любое количество проводов.

Блок из двухсторонних зажимов 203-к выпускается в комплекте, состоящем из собственно зажима с пружинными винтами, карболитового вкладыша, карболитовых боковин и текстолитовых прокладок. Стяжной болт и нижняя текстолитовая панель изготавливаются на месте. Блок из двухсторонних зажимов 203-к показан на фиг. 180.

До закрепления провода в двухстороннем зажиме провод освобождают от изоляции и на конец его надевают латунную гильзу, которую плотно обжимают на проводе. Затем провод

вводят в зажим и закрепляют его винтом. Гильза служит для того, чтобы жила провода имела плотное соединение с зажимом по всей своей поверхности.

**Штепсельные разъемы.** Штепсельные разъемы служат для соединения электрических проводов на разъемах конструкции самолета, а также в других местах, где по условиям эксплуатации необходимо разъединять электропроводку с наименьшей затратой времени. Штепсельный разъем состоит из штепсельной розетки с гнездами и штепсельной вилки со штырями.



Фиг. 181. Крепление штепсельного соединения на кронштейне и в коробке.

Способ крепления штепсельных разъемов зависит от места их установки (фиг. 181).

Для присоединения проводки к электрическим авиационным приборам служат штепсельные разъемы, отличающиеся по числу клемм.

Часть штепсельного ввода, расположенная на приборе (вилка), имеет штыри с пружинящими контактами и может быть выполнена съемной (на винтах) или встроенной (за одно целое с корпусом прибора).

Часть штепсельного ввода, связанная с проводкой (розетка или фишка), включает в себе контактные гнезда и две гайки для закрепления экранирующей оплетки и для крепления фишки к вилке.

**Электропроводка.** Для монтажа всего электрического оборудования на современном самолете прокладывают несколько тысяч метров электрического провода.

Основным проводом, который применяется для монтажа электросети самолета, является лакированный марки ЛПРГС различных сечений в оплетке из хлопчатобумажной пряжи с

резиновой изоляцией. В тех случаях когда требуется защита радиоустановок от помех, создаваемых той или иной самолетной установкой, применяют провод марки ЛПРГСЭ. Это тот же провод ЛПРГС, но экранированный оплеткой из медных проволок поверх покрытой лаком хлопчатобумажной оплетки.

Многожильные провода марки ЛПРГСЭ скручиваются из одножильных проводов марки ЛПРГС и экранированы общей оплеткой из медных проволок.

На фиг. 182 представлена конструкция провода ЛПРГС (лакированный провод с резиновой изоляцией, гибкий, самолетный). Он представляет собой одножильный медный провод



Фиг. 182. Конструкция провода ЛПРГС:

1—жила из медных луженых проволок, 2—обмотка из хлопчатобумажной пряжи, 3—вулканизированная резина, 4—обмотка из прорезиненной ленты (для проводов сечением свыше 10 мм<sup>2</sup>), 5—оплетка из хлопчатобумажной пряжи, покрытая бесцветным нитроцеллюлозным лаком.

(жила состоит из нескольких медных проволок) с резиновой изоляцией и покрыт лаковой пленкой для защиты резины от действия на нее бензина и масла.

Обычно применяется провод ЛПРГС следующих сечений в мм<sup>2</sup>: 0,5; 0,75; 1,0; 1,5; 2,5; 4; 6; 10; 16; 25. Для монтажа электрической сети следует применять провод, хранившийся не более одного года. Провод марки ЛПРГСЭ очень удобен для монтажа и имеет те же сечения.

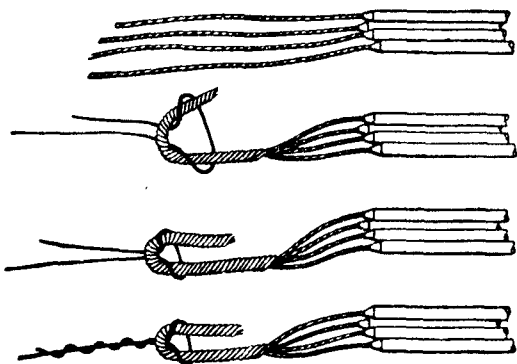
Стальную оплетку для экранирования провода применять нельзя, так как стальная проволока может легко повредить изоляцию провода и вызвать короткое замыкание.

Монтаж проводов ЛПРГС ведут в тонкостенных алюминиевых трубах, а чаще всего в жгутах с металлической оплеткой. В тех местах, где провода могут подвергаться частым механическим воздействиям, например, при прокладке трубопровода на полу фюзеляжа, применяют дуралюминовые трубы.

Торцы обрезанных труб зачищают и зенкуют для устранения заусенцев, которые могут повредить изоляцию проводов. Радиус изгиба труб должен быть не меньше пятикратного внутреннего диаметра трубы. Трубы гнут без проводов; провода прокладывают в трубы после установки труб на самолете. Перед прокладкой проводов трубы протирают тряпками, смоченными в льняном масле. Провода перед прокладкой собирают в жгут без скручиваний. Жгут обматывают в нескольких

местах изоляционной лентой для придания жесткости. Для того чтобы облегчить протаскивание жгута через трубу, поверхность его протирают тальком. Протаскивают жгуты при помощи проволоки диаметром 1—1,5 мм, просунутой в трубу (фиг. 183), причем следует делать это осторожно, чтобы не повредить изоляцию проводов краями трубы.

Для того чтобы устранить возможность скопления конденсированной влаги в наиболее низколежащих точках труб, в этих местах сверлят отверстия размером до 3 мм.



Фиг. 183. Способ протаскивания жгута проводов в трубу.

Металлические чулки для прокладки проводов. Провода марки ЛПРГС удобно прокладывать в металлических чулках из медной луженой проволоки. Такой монтаж допускает изгиб проводов с очень малым радиусом. Электропровода монтируют на мотораме и на двигателе только в металлических чулках. Коротких кусков чулка применять нельзя, так как это затрудняет последующую металлизацию (соединение чулка с массой самолета).

Для монтажа проводов используют чулки, выпускаемые для металлизации самолетов. Эти чулки применяются для жгутов диаметром 9 и 12 мм. Кроме того, применяют чулки, предназначенные для экранированных проводов ЛПРГСЭ, проводов для зажигания ПВЛЭ и алюминиевого шланга.

Технические данные на металлические чулки приведены в табл. 10.

Провод крепят в металлическом чулке скобками через 200—250 мм. При вводе в аппаратуру, не имеющую штуцеров, провода обматывают в месте разделки изоляционной лентой в один слой, на ленту натягивают чулок с аккуратно обрезан-

Таблица 10

**Технические данные на металлические чулки  
для прокладки электропроводов**

Тип чулка или провода и шланга, с которых снят чулок	Средний внутрен- ний диаметр чулка, мм	Средний вес 1 м чулка, г
ОП-11	9	—
ОП-11	12	—
Провод ПВЛЭ	7,2	53
Провод ЛПРГСЭ сечением 0,75 мм	3,7	21
"    "    "    1    "	3,8	22
"    "    "    1,5    "	4,1	22
"    "    "    2,5    "	4,6	24
"    "    "    4    "	5,1	24
"    "    "    6    "	5,7	28
"    "    "    10    "	8,6	45
"    "    "    16    "	9,9	75
"    "    "    25    "	12,2	91
"    "    "    35    "	13,7	114
"    "    "    50    "	16,2	159
"    "    "    70    "	17,7	192
Металлический шланг АДЕ-2-10	12,8	101
"    "    АДЕ-2-12	14,8	110
"    "    АДЕ-2-15	18,4	120
"    "    АДЕ-2-18	21,4	135
"    "    АДЕ-2-22	26,5	324
"    "    АДЕ-2-27	31,5	330
"    "    АДЕ-2-34	38,5	390
"    "    АДЕ-2-42	47,4	598

Примечание. Вес указан как разница в весе провода или шланга в чулке или без него.

ными на конце проволоками и обвязывают чулок тонким шпагатом. Вместо изоляционной ленты на конец проводов можно надеть общую для двух или трех проводов резиновую или кембриковую трубку. Вместо шпагата можно также применить резиновую трубку.

Все шланги и трубы электросети следует присоединять к массе самолета через каждые 0,5 м.

**Крепление труб и шлангов.** В дуралюминовых конструкциях самолета рекомендуется изготавливать хомуты, скобки и кронштейны для крепления труб из дуралюмина толщиной 0,8—1,0 мм. Допускается применение стальных кадмированных деталей крепления; при этом нужно кадмировать весь комплект деталей — скобы, хомуты, винты, гайки, шайбы и т. д.

Кадмирование стальных деталей защищает дуралюминовые детали самолета от коррозии в местах соприкосновения со сталью и обеспечивает надежный контакт с материалом самолета.

Недопустимо применение крепежных деталей из меди, латуни, нержавеющей стали, недопустимо никелирование и облуживание деталей. Все эти металлы в контакте с алюминием и его сплавами (основными материалами конструкции самолета) способствуют усилению коррозии вследствие образования гальванической пары.

Каждое крепление металлической трубы или шланга является также местом присоединения трубопровода к массе самолета. Все детали крепления должны быть зачищены до блеска для получения хорошего электрического контакта трубы с массой самолета.

Дуралюминовые трубы крепятся не реже чем через 0,5—1 м, алюминиевые — не реже чем через 0,5 м; при наличии на трубе соединительных или переходных муфт они крепятся на расстоянии 100—200 мм с обеих сторон муфты.

Провода в чулках из медной луженой проволоки крепятся хомутами или скобами. Чулок с проводами закрепляется через каждые 20—25 см.

**Требования к монтажу.** При монтаже электрических приборов и оборудования на самолете необходимо выполнять ряд требований.

Прежде всего следует хорошо защитить провода от повреждений механических и вызываемых атмосферными осадками, конденсированной влагой, горючим и минеральными маслами.

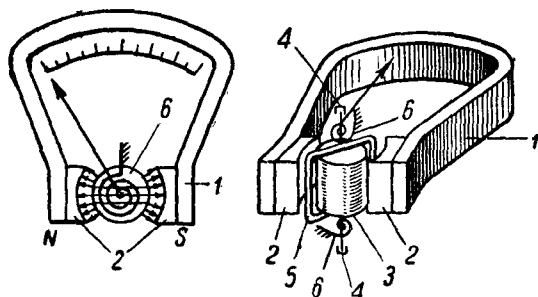
На самолетах, снабженных радиоустановками, монтаж должен отвечать техническим требованиям к экранированию и металлизации электрооборудования для уменьшения помех радиоприему.

Монтаж должен быть безопасен в пожарном отношении; для этого все основные электроцепи должны быть защищены плавкими предохранителями.

Материал, применяемый для монтажа, должен иметь минимальный вес.

### § 31. Гальванометры и логометры

Указатели электрических авиационных приборов. В качестве указателей в электрических авиационных приборах чаще всего применяются электроизмерительные приборы постоянного тока. Электроизмерительные приборы имеют подвиж-



Фиг. 184. Принцип устройства магнитоэлектрического гальванометра:

1—стальной магнит, 2—полюсные наконечники, 3—железный цилиндр, 4—агатовые гнезда, 5—подвижная рамка, 6—пружинки.

ную систему со стрелкой, на оси которой развивается вращающий момент под влиянием изменения какой-либо электрической величины. При перемещении подвижной системы в приборе возникает противодействующий момент, не зависящий от изменения электрической величины. Наиболее распространенными измерителями являются магнитоэлектрический гальванометр и логометр.

Магнитоэлектрический гальванометр. Наиболее точными измерительными приборами для постоянного тока являются приборы, основанные на действии постоянного магнита на подвижную катушку с проходящим через нее током. Эти приборы называются магнитоэлектрическими гальванометрами (фиг. 184).

Магнитная система приборов такого типа выполнена в виде стального магнита 1 подковообразной формы с полюсными наконечниками 2. Между полюсными наконечниками расположен неподвижный железный цилиндр 3, придающий силовым линиям радиальное направление. Внутри цилиндра проходит тонкая ось, которая может вращаться в агатовых гнездах 4. С осью

скреплена легкая алюминиевая рамка 5, на которой намотана катушка из тонкой изолированной проволоки.

Концы катушки выведены к двум спиральным бронзовым пружинкам (упругим волоскам) 6. Эти пружинки имеют двойное назначение: они служат для подвода тока к подвижной обмотке из внешней цепи и создают момент, противодействующий вращению рамки и устанавливающий ее на нуль при отсутствии в ней тока. Пружины механически скреплены с осью и с корпусом прибора, но изолированы от них электрически. При вращении оси одна пружина закручивается, вторая — раскручивается. С осью рамки скреплена легкая алюминиевая стрелка.

Боковые стороны подвижной катушки находятся в магнитном поле, пронизывающем воздушные зазоры между полюсами и железным цилиндром.

При прохождении тока через катушку ее собственный магнитный поток будет взаимодействовать с потоком магнита, создавая усилие, направленное по касательной к окружности вращения боковых сторон и прямо пропорциональное силе тока, который протекает через катушку.

Повороту рамки противодействует сила упругости пружин. Момент, развиваемый силой упругости пружин, прямо пропорционален углу их закручивания. В результате угол отклонения стрелки будет пропорционален силе тока  $I$ , т. е. шкала прибора по всей окружности будет равномерной.

При перемене направления тока в катушке изменится и направление отклонения рамки, следовательно, прибор требует соблюдения полярности или же может иметь двухстороннюю шкалу. Демпфирование прибора происходит благодаря тому, что при движении алюминиевой рамки в поле магнита в ней возникают токи, стремящиеся противодействовать этому движению.

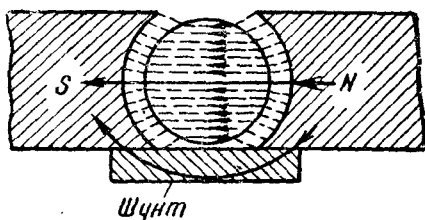
На показания магнитоэлектрических приборов в большой степени влияют изменения окружающей температуры. Температурные ошибки, возникающие от изменения магнитного поля постоянного магнита и упругих свойств противодействующих пружинок, практически взаимно компенсируются. Но изменение сопротивления рамки гальванометра, происходящее вследствие изменения температуры, может служить причиной большой погрешности в отсчете.

Для компенсации изменения сопротивления рамки применяется так называемая *термомагнитная компенсация*, представляющая собой пластинку из специального медноникелевого сплава, которая накладывается на полюсные наконечники постоянного магнита в качестве магнитного шунта (фиг. 185). Сплав этот обладает большим отрицательным коэффициентом

магнитной проницаемости, т. е. имеет свойство увеличивать свое магнитное сопротивление с повышением температуры.

При повышении температуры окружающей среды сопротивление меди увеличится, и ток, протекающий через рамку гальванометра, уменьшится. Это уменьшение тока уменьшит отклонение стрелки и, следовательно, показания прибора.

Для того чтобы скомпенсировать указанное изменение тока и тем самым сохранить то же отклонение стрелки, следует увеличить напряженность магнитного поля в зазоре. Это выпол-



Фиг. 185. Термомагнитная компенсация гальванометра.

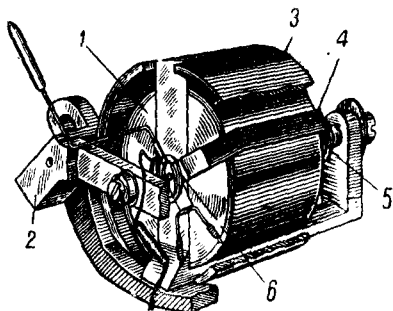
няет термомагнитный шунт благодаря свойству увеличивать свое сопротивление прохождению магнитного потока с повышением температуры.

Наложение термомагнитного шунта влечет за собой уменьшение магнитного потока в воздушном зазоре на 20—30%, но с этим приходится мириться, так как при применении шунта удается значительно снизить температурную погрешность в рабочих пределах электрических авиационных приборов.

Кроме этого способа компенсации погрешностей при изменении температуры, применяются иные, например, схема Свинберна, которая будет описана ниже, в разделе о термометре головок цилиндров ТЦТ-9.

**Гальванометр с внутрирамочным магнитом.** Подковообразный магнит магнитоэлектрического гальванометра обладает большими размерами и неудобен при расположении его в небольшом корпусе указателя.

С появлением новых высококоэрцитивных сплавов, позволивших значительно уменьшить размер магнита в электрических авиационных приборах, находит применение гальванометр с внутрирамочным магнитом (фиг. 186). Постоянный магнит выполнен в виде цилиндра, помещенного внутри рамки. Снаружи магнит окружен кольцом из мягкого железа. В зазоре



Фиг. 186. Гальванометр с внутрирамочным магнитом:

1—магнит, 2—арматура, 3—наружное кольцо из мягкого железа, 4—подвижная рамка, 5 и 6—токоподводы.

между цилиндрическим магнитом и железным кольцом может двигаться рамка при прохождении через нее тока.

Гальванометр с внутрирамочным магнитом — это как бы вывернутый наоборот магнитоэлектрический гальванометр обычного типа. Вместо железного цилиндра в нем помещен цилиндрический магнит, а железное кольцо заменило постоянный магнит гальванометра обычного типа. Такая конструкция прибора позволила более тесно скомпоновать указатель. Кроме того, железное кольцо вокруг магнита, являясь экраном и замыкая поле магнита, заметно уменьшает влияние прибора на стрелку компаса, а также на электрические приборы, расположенные вблизи на приборной доске самолета.

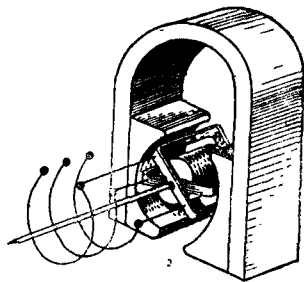
В новейших конструкциях электрических авиационных приборов различно выполненные измерители с внутрирамочным магнитом занимают большое место.

Логометры. Как было сказано выше, большинство погрешностей в показаниях гальванометра удается скомпенсировать. Но остается еще одна важная причина возникновения погрешностей — колебания напряжения в бортовой сети самолета. Эти колебания могут быть довольно значительными и достигать 10% в ту или другую сторону от номинального значения.

Угол отклонения стрелки гальванометра пропорционален силе тока, протекающего через рамку прибора, а сила тока зависит от приложенного напряжения. Так как момент, противодействующий повороту подвижной системы, определяется упругостью токоподводящих пружин и не зависит от колебаний напряжения, то стрелка гальванометра будет давать ошибку тем большую, чем больше эти колебания.

Компенсация погрешностей от колебания напряжения осуществлена в логометре.

Подвижную систему логометра (фиг. 187) обычно выполняют в виде двух рамок, расположенных под некоторым углом. Ток подводится к катушкам при помощи трех волосков, имеющих весьма малый момент по сравнению с вращающим моментом рамки. Вращающие моменты каждой из рамок направлены навстречу; вся система устанавливается только в зависимости от отношений силы токов, протекающих через катушки рамки. Поэтому показания логометра практически не зависят от колебаний напряжения сети в пределах  $\pm 10\%$ .

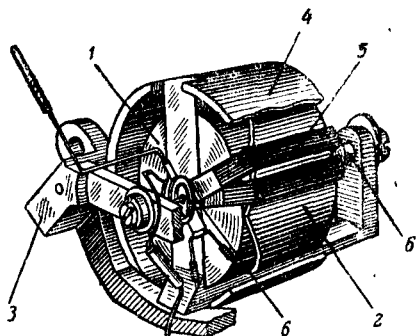


Фиг. 187. Магнитоэлектрический логометр.

Полюсным наконечникам логометров, устанавливаемых в качестве указателей электрических приборов, иногда придают специальную форму, которая дает возможность увеличить шкалу прибора до  $180^\circ$  и более.

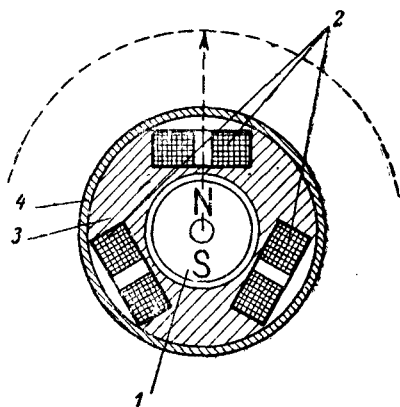
На фиг. 188 изображен механизм логометра с внутрирамочным магнитом.

Приборы с подвижным магнитом. Гальванометры и логометры с подвижными рамками должны быть выполнены чрезвычайно тщательно. Наличие токоподводящих пружин затрудняет изготовление и удорожает такие приборы.



Фиг. 188. Логометр с внутрирамочным магнитом:

1—магнит, 2—кольцо из железа для получения нужного характера шкалы, 3—арматура, 4—наружное кольцо из мягкого железа, 5—подвижные рамки, 6—токоподводы.



Фиг. 189. Трехкатушечный логометр с подвижным магнитом:

1—магнит, 2—катушки, 3—демпфер, 4—экран.

В последнее время появился еще один вид логометров (фиг. 189), в котором подвижной частью со стрелкой является магнит, а катушки неподвижны. Магнит, связанный со стрелкой, помещен внутри двух или трех расположенных под углом или крест-накрест рамок, по которым течет ток. Снаружи вся система окружена экраном, выполненным в виде цилиндра из мягкого железа.

Такая система чрезвычайно проста в изготовлении, имеет очень небольшие габариты и поэтому ее можно применять для двух-, трех- и четырехстрелочных приборов, помещаемых в общем стандартном корпусе. Указанные приборы имеют при двух катушках угол шкалы от  $80$  до  $120^\circ$ . Если вокруг подвижного магнита поместить обмотку, выполненную в виде трех катушек, которые расположены под углом  $120^\circ$ , то, изменяя соотношение и направление токов в обмотках прибора, можно получить круговую шкалу на  $360^\circ$ , что весьма важно для таких приборов, как, например, дистанционный компас.

### § 32. Электрические термометры сопротивления типа ТМЭ-41, ТВЭ-40, ТКЭ-41 и ТМЭ-45

**Назначение.** На современном самолете во время полета необходимо знать температуру окружающего воздуха, воздуха в карбюраторе, масла в системе смазки двигателя и охлаждающей двигатель жидкости (в случае применения авиадвигателя с жидкостным охлаждением) или головок цилиндров (в случае применения авиадвигателя с воздушным охлаждением).

Для измерения температуры электрическим способом обычно применяются два вида электрических термометров: *термометры сопротивления*, использующие зависимость сопротивления проводника от температуры, и *термометры термоэлектрические*, использующие явление Зеебека, т. е. появление термоэлектродвижущей силы при нагревании спая двух металлов.

В настоящее время на наших самолетах применяются термометры сопротивления ТМЭ-41, ТВЭ-40, ТКЭ-41 и ТМЭ-45.

Термометр ТМЭ-41 предназначен для измерения температуры масла или воды в пределах от 0 до 160°С; рабочий участок шкалы от +40 до +140°С.

Термометр ТВЭ-40 служит для измерения температуры окружающего воздуха в пределах от —70 до +50°С; рабочий участок шкалы от —50 до +40°С.

Термометром ТКЭ-41 измеряют температуру воздуха в карбюраторе в пределах от —30 до +70°С; рабочий участок шкалы от —20 до +40°С.

Конструктивно приемники этих термометров одинаковы, а указатели отличаются лишь шкалами и величинами некоторых сопротивлений. Каждый тип прибора следует применять только по назначению и в пределах измерений, указанных на шкале.

Термометр ТМЭ-45 является модернизацией термометра ТМЭ-41.

**Принцип действия.** Электрическая схема термометров сопротивления представляет собой видоизмененный мост Уитстона. Для уяснения этой схемы рассмотрим сначала обычный мост Уитстона.

Принципиальная схема моста Уитстона состоит из четырех сопротивлений  $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$  и  $R_x$ , составленных в виде четырехугольника (фиг. 190).

В одну из диагоналей этого четырехугольника включен гальванометр  $G$ , а в другую диагональ — источник электроэнергии (батарея или аккумулятор). Подбором сопротивлений можно получить падение напряжения на участке  $ac$ , равное падению напряжения на участке  $ad$ . В этом случае потенциалы точек  $c$  и  $d$  сравниваются между собой, и гальванометр не даст отклонения ни в одну, ни в другую сторону. На участке  $acb$  си-

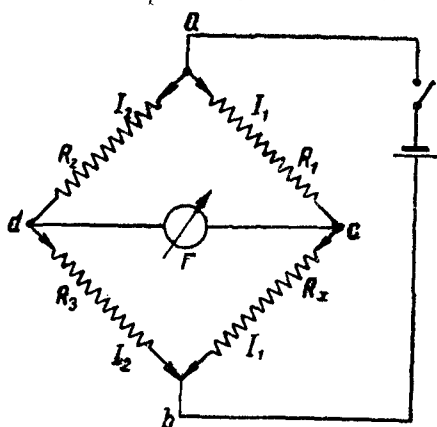
ла тока  $I_1$  будет везде одинакова, так как в диагональ моста ток не ответвляется; соответственно силу тока на участках  $adb$  обозначим  $I_2$ .

Пользуясь законом Ома, условие равновесия моста можно выразить следующими уравнениями:

$$I_1 R_1 = I_2 R_2;$$

$$I_1 R_x = I_2 R_3.$$

При делении второго уравнения на первое получаем отношения сопротивлений моста.



или

$$\frac{R_x}{R_1} = \frac{R_3}{R_2}$$

$$R_x R_2 = R_1 R_3.$$

Отсюда следует, что при равновесии моста произведения накрестлежащих сопротивлений равны между собой.

Если это равенство нарушается, то через гальванометр проходит ток тем больший, чем больше неуравновешенность моста.

Полная электрическая схема термометра сопротивления ТМЭ-41 показана на фиг. 191. Плечи  $R_1$ ,  $R_2$  и  $R_3$  изготовле-

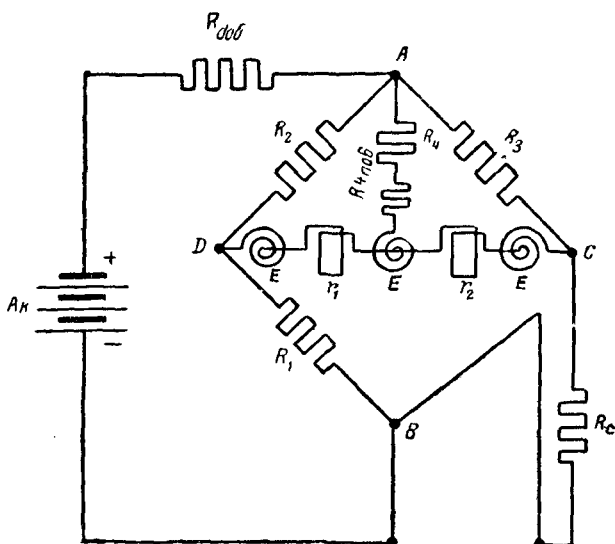
ны из манганиновой проволоки, сопротивление которой при изменении температуры практически не меняется. Сопротивление  $R_4$  выполнено из медной проволоки, величина сопротивления которой меняется в зависимости от изменения температуры окружающей среды, возрастая примерно на 0,4% при повышении температуры на 1°С.

В диагональ моста  $CD$  включен измеритель (логометр). Общая точка рамок  $r_1$  и  $r_2$  присоединена через сопротивления к точке  $A$ . К диагонали  $AB$  моста присоединяется источник постоянного тока 27 В. Сопротивление  $R_{дог}$  гасит на себе часть напряжения, так как для нормальной работы прибора нужно напряжение значительно меньше 27 В. Подвод тока к подвижным рамкам осуществляется при помощи спиральных пружинок  $E$ .

Работает схема следующим образом. Ток в рамках  $r_1$  и  $r_2$  логометра можно представить как сумму тока  $I$ , протекающего в рамках при некоторой средней температуре датчика, и тока  $i$ , возникающего в результате отклонения температуры датчика от среднего значения (на схеме токи  $I$  и  $i$  не обозначены).

При температуре датчика, соответствующей середине измеряемого диапазона температур, величина сопротивления  $R_t$  равна сопротивлению параллельного плеча  $R_1$ . При этом схема делается полностью симметричной, так как  $R_2 = R_3$  и, следовательно, потенциалы точек  $D$  и  $C$  равны между собой.

В этом случае ток, протекающий по сопротивлению  $R_{4\text{ пот}}$  разветвляется от центральной точки схемы на два равных и



Фиг. 191. Принципиальная схема термометра сопротивления ТМЭ-41.

противоположных по направлению тока  $I$ , протекающих по рамкам логометра. Поскольку логометр выполнен с симметрично расположенными рамками, то подвижная система логометра займет при этом положение равновесия, соответствующее средней точке шкалы.

При отклонении температуры датчика в ту или другую сторону от среднего значения симметричность схемы нарушается. Так же, как и в случае неуравновешенного моста Уитстона, между точками  $C$  и  $D$  возникает разность потенциалов, тем большая, чем больше отличается температура датчика от среднего значения. Эта разность потенциалов может иметь тот или другой знак в зависимости от того, в какую сторону отклоняется температура датчика от среднего значения.

Под влиянием разности потенциалов между точками  $C$  и  $D$  в рамках логометра потечет дополнительный ток  $i$ , имеющий одинаковое сопротивление для обеих рамок. Появление тока  $i$  нарушает равенство токов в рамках логометра, так как в одной

из рамок будет протекать сумма токов  $I+i$ , а в другой — разность  $I-i$ . При этом подвижная система логометра отклонится от среднего положения в ту или другую сторону в зависимости от направления дополнительного тока  $i$ , вызванного изменением сопротивления датчика  $R_d$ .

Сопротивления плеч моста  $R_1, R_2, R_3, R_4$ , сопротивление  $R_4$  и подгоночное сопротивление  $R_{4 \text{ под}}$  подобраны так, чтобы максимально повысить чувствительность схемы. Поэтому подвижная система логометра будет отклоняться от своего положения при всяком изменении сопротивления, т. е. в зависимости от изменения соотношения токов, протекающих через рамки.

**Указатель.** В качестве указателя температуры применен малогабаритный магнитоэлектрический логометр с виутрирамочным магнитом (см. фиг. 188). На литой цилиндрический магнит 1 из высококоэрцитивного магнитного сплава насажено профилированное железное кольцо 2. Магнит с профилированным кольцом установлен в консоли 3 во время ее отливки, благодаря чему эти детали представляют собой одно целое. На консоли укреплено винтами наружное кольцо 4 из мягкого железа, охватывающее магнит с профилированным кольцом. Наружное кольцо создает по всей высоте магнита кольцевой зазор, в котором вращаются две рамки 5, жестко скрепленные под углом  $20^\circ$ . Рамки установлены своими кернами в агатовых подпятниках, вставленных в винты, посредством которых можно регулировать осевой люфт.

Для подвода тока к рамкам служат три спиральные пружинки (условно обозначенные на схеме фиг. 191 буквами  $E$ ). Эти пружинки возвращают подвижную систему в первоначальное исходное положение при выключении прибора.

Показания логометра практически не меняются при изменении напряжения источника питания в пределах  $\pm 3,5$  В от номинального значения напряжения 27 В. Наружное кольцо является магнитопроводом, в котором по всей высоте замыкаются магнитные силовые линии. Кольцо, уменьшая магнитное сопротивление цепи, увеличивает полезный поток магнита в воздушном зазоре, в котором вращаются рамки.

Кроме того, кольцо экранирует магнитную систему, уменьшая до минимума влияние посторонних магнитных полей на логометр и влияние магнитного поля логометра на другие приборы. Отклонение стрелки компаса, расположенного на расстоянии 0,2 м от прибора, не превышает  $1^\circ$ .

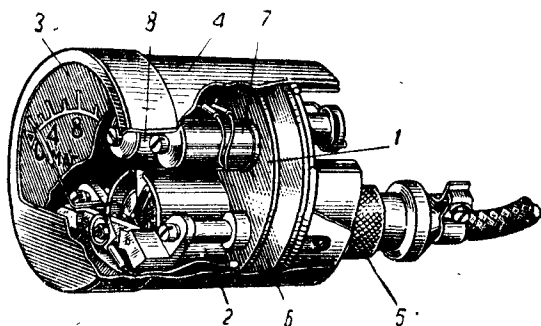
Температурная погрешность, могущая возникнуть из-за изменения сопротивления рамок логометра, сведена до минимума посредством подбора температурного коэффициента сопротивления ветви:

$$R_4 \mp R_{4 \text{ под}};$$

$R_{4\text{ под}}$  изготовлено из манганиновой проволоки,  $R_4$  — из медной.

Температурная погрешность указателя в рабочей части шкалы не превышает 0,05% от номинального значения шкалы на каждый градус изменения температуры окружающей среды.

Механизм логометра (фиг. 192) крепится на панели 1. На этой же панели расположены сопротивления  $R_1$ ,  $R_2$ ,  $R_3$ ,  $R_4$  и  $R_{4\text{ под}}$  и трехполюсная вилка 5. Сопротивление  $R_{\text{доб}}$  помещено в кольцевом пазу панели.



Фиг. 192. Указатель термометра ТМЭ-41:

1—панель, 2—логометр, 3—шкала, 4—корпус прибора, 5—штепсельная розетка, 6, 7, 8—сопротивления.

Шкала прибора окрашена в черный цвет и имеет оцифровку и надписи в зависимости от назначения измерителя.

Шкала указателя ТМЭ-41 для воды имеет надпись «вода». Оцифровка в пределах 0—160°С; цена деления шкалы 20°; рабочий диапазон находится в пределах 40—140° и ограничен дугой красного цвета. Стекло указателя в месте выреза шкалы выкрашено в зеленый цвет.

Шкала указателя ТМЭ-41 для масла аналогична описанной выше, но имеет надпись «масло» и стекло выкрашено в коричневый цвет.

Шкала указателя ТВЭ-40 имеет надпись «воздух» и оцифровку от —70 до +50°; цена деления 10°С. Стекло указателя окрашено в черный цвет.

Шкала указателя ТКЭ-41 имеет надпись «карб», а стекло указателя выкрашено в розовый цвет.

Вся система вставлена в корпус и с задней стороны закрыта крышкой; корпус и крышка прикреплены к панели винтами.

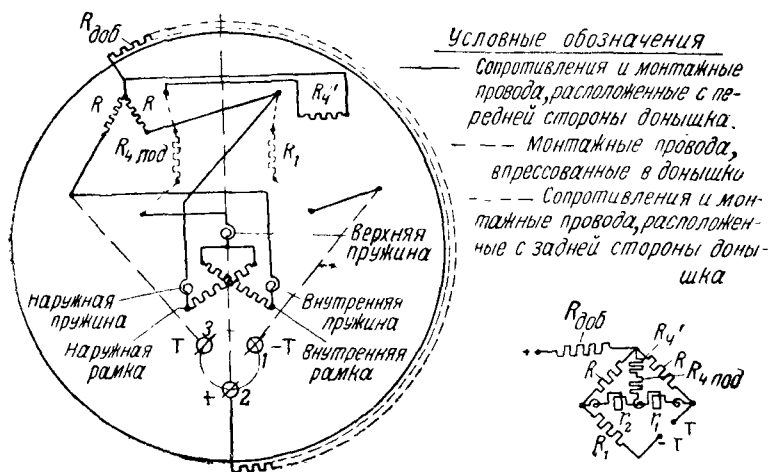
Для предохранения от попадания брызг по окружности панели в месте стыка крышки с буртиком панели проложено резиновое кольцо, создающее надежное уплотнение. Все указа-

тели одного назначения взаимозаменяемы и их можно комплектовать с любым приемником типа ТМЭ-41; внешний вид прибора показан на фиг. 193.



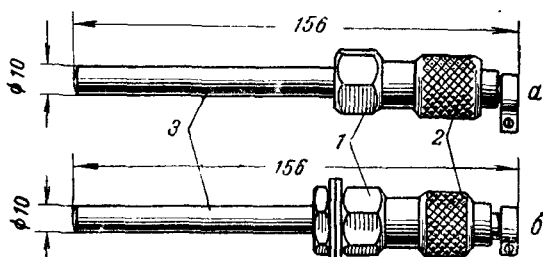
Фиг. 193. Указатель и приемник термометра ТМЭ-41.

На фиг. 194 показано расположение катушек в указателе.

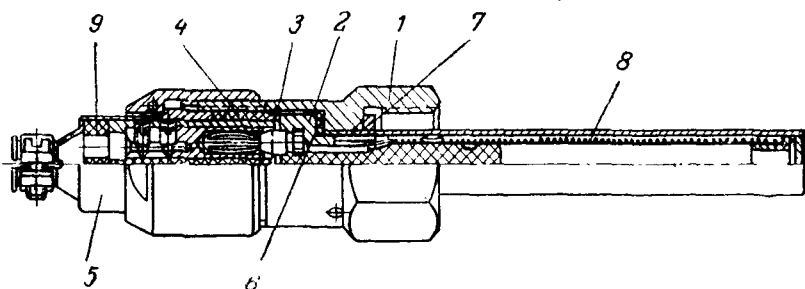


Фиг. 194. Схема соединений на панели указателя ТМЭ-41.

Приемник ТМЭ-41. Приемник (фиг. 195 и 196) состоит из наружной арматуры, теплочувствительного элемента и штепсельной розетки.

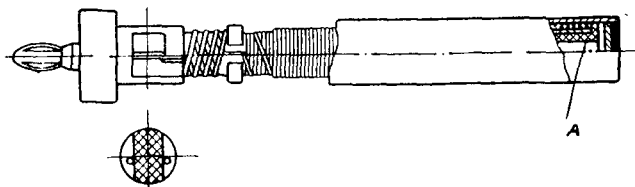


Фиг. 195. Приемник термометра ТМЭ-41 (а) и термометра ТМЭ-41 (б):  
1—наружная арматура, 2—штепсельная розетка, 3—тепловосприимчивый элемент.



Фиг. 196. Приемник термометра ТМЭ-41:

1—наружная арматура, 2—штепсельная колодка, 3—запирающее кольцо, 4—карболи-  
товая втулка, 5—штепсельная розетка, 6—прокладка, 7—свинцовая шайба, 8—тепло-  
восприимчивый элемент, 9—резиновое кольцо.



Фиг. 197. Тепловосприимчивый элемент приемника ТМЭ-41.

Теплочувствительный элемент (фиг. 197) выполнен из медной эмалированной проволоки в шелковой изоляции, намотанной на пустотелую трубку А; концы обмотки припаяны к двухполюсной вилке.

Теплочувствительный элемент вставляют в арматуру 1 (см. фиг. 196) и запирают кольцом 3. Затем вставляют карболитовую втулку 4 (проточенным концом к теплочувствительному элементу), присоединяют штепсельную розетку и заворачивают накидную гайку. Резиновое кольцо 9 обеспечивает уплотнение, предохраняющее от попадания влаги внутрь приемника.

Конструкция приемников для измерения температуры масла, воды и воздуха одинакова. Разница заключается лишь в способе крепления приемника. Вес приемника без проводов 100 г; сопротивление приемников равно  $53 \pm 0,1 \text{ } \Omega$  при  $0^\circ$ .

Соединительные провода. Соединение приемника с указателем производится посредством провода марки ЛПРГСЭ сечением  $0,75 \text{ мм}^2$ . Сопротивление соединительных проводов зависит от их длины. При градуировке прибора длина соединительных проводов принята 3 м (сопротивлением  $0,13 \text{ } \Omega$ ).

Удлинение проводов сверх 3 м вносит дополнительную погрешность. Эта погрешность всегда получается одного знака, а именно: прибор показывает температуру выше истинной. Соединительные провода присоединяют к измерителю при помощи трехштырькового штепсельного разъема.

Погрешности. Погрешность приборов при постоянно действующей вибрации не превышает при нормальной температуре  $\pm 2,5\%$  от номинального значения шкалы; при температуре  $+50^\circ$  погрешность возрастает до  $\pm 5\%$ ; при температуре  $-60^\circ$  она доходит до  $\pm 6\%$ .

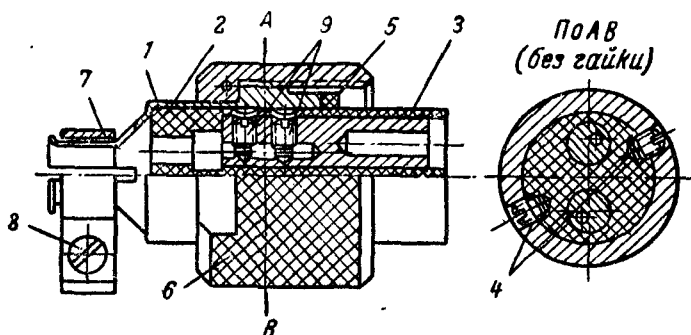
Влияние колебаний напряжения  $27 \pm 3,5 \text{ В}$  на показания прибора практически не сказывается. При колебании напряжения более  $\pm 3,5 \text{ В}$  погрешность измерителя равна примерно  $0,05\%$  номинального значения шкалы на каждый вольт отклонения напряжения от номинала.

Проверка приемника перед монтажом. Прежде чем приступить к монтажу термометра на самолете, проверяют сопротивление изоляции приемника при помощи меггера. Один полюс меггера присоединяют к корпусу приемника, а другой — к соединенным между собой концам соединительного провода. Сопротивление исправного приемника должно быть не менее  $5 \text{ М}\Omega$ .

Затем испытывают термометр на рабочем режиме, присоединив к указателю приемник и источник постоянного тока напряжением  $27 \text{ В}$ . Указатель должен показать при этом температуру окружающего воздуха.

После этого приемник погружают до крепежной гайки в горячую воду ( $60-70^{\circ}\text{C}$ ). Разница в показаниях ртутного термометра и измерителя не должна превышать 2% от номинального значения шкалы.

**Установка термометра на самолете.** Приемники для измерения температуры масла и воды устанавливают в двигателе на специальном штуцере, к которому приверты-



Фиг. 198. Штепсельная розетка и вилка приемника:

1—колпачок розетки, 2—резиновая прокладка, 3—штепсельная колодка, 4—винты колодки, 5—резиновое кольцо, 6—накидная гайка, 7—хомут, 8, 9—винты.

вается приемник. Между штуцером и приемником прокладывается свинцовая шайба. Указатели температуры устанавливают на приборной доске при помощи стандартного крепежного кольца 60 мм.

Для присоединения проводов к штепсельной розетке приемника следует отвернуть накидную гайку 6 (фиг. 198) и разъединить штепсельную розетку с двухполюсной вилкой. Сняв хомут 7 и накидную гайку, отвертывают винты 4, крепящие штепсельную колодку 3 в колпачке; затем вынимают из колпачка колодку и резиновую прокладку 2.

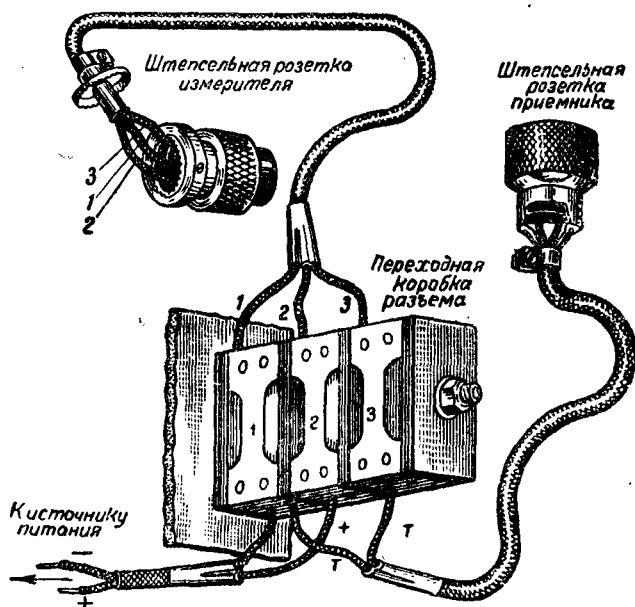
Концы проводов на 10 мм хорошо зачищают и протягивают через хомут, накидную гайку и колпачок. Далее на два проводника, свободные от брони, надевают резиновую прокладку 2. В каждое свободное от винтов (во избежание потери винты 9 вывертывают не полностью) отверстие колодки вставляют провод. Завернув винт, расположенный ближе к середине колодки, убеждаются, что провод зажат, и завертывают второй винт.

Во избежание короткого замыкания проводников изоляция каждого провода должна войти на всю глубину в расширенную часть отверстия штепсельной колодки.



бину в расширенную часть отверстия штепсельной колодки. Вставляя колодку в кожух и закрепляя винты гладкого кольца, нужно следить за тем, чтобы винты при заворачивании попали в свои лунки на поверхности бакелитовой колодки.

Экранирующую оплетку зажимают хомутиком поверх хвостовика колпачка.



Фиг. 200. Схема присоединения проводов к переходной коробке разъема.

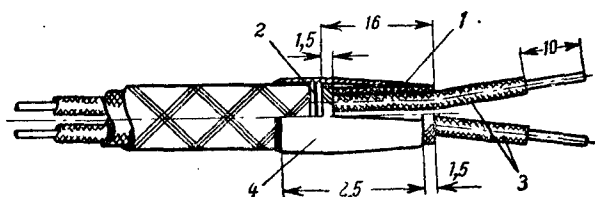
После сборки трехштырьковой штепсельной розетки ее объединяют с трехполюсной вилкой 8 указателя и надежно заворачивают накидную гайку.

Соединительные провода от сети питания и провода от приемника присоединяют к измерителю через *переходную коробку разъема*. Эта коробка разъема в комплекте прибора не поставляется, а предусматривается при оборудовании самолета.

Проводники присоединяются к переходной коробке разъема в следующем порядке (фиг. 200). К одному из контактов переходной коробки присоединяют провод от приемника *T* и провод от минуса бортовой сети самолета. К второму контакту переходной коробки разъема присоединяют провод от плюса питания, а к третьему контакту — второй провод от приемника.

При снятии с проводов медной оплетки и резиновой изоляции следует остерегаться повредить изоляцию отдельных жил.

Концы проводов, присоединяемые к коробке разъема, подготавливают к монтажу следующим образом. Обрезают провод по месту и зачищают концы согласно размерам, указанным на фиг. 201. Обвязывают экранирующую оплетку около обрезанного конца двумя витками проволоки диаметром 0,5 мм, скручивают концы и надевают на жилы линоксиновую трубку. Место разделки провода и начало линоксиновых трубок на длине примерно 20 мм обматывают изоляционной лентой в один слой, а затем обжимают металлической втулкой.



Фиг. 201. Разделка концов провода:

1—линоксиновая трубка, 2—обвязка провода, 3—длина в зависимости от размеров контактов коробки разъема, 4—обжимная втулка.

В случае отказа в работе приемника из-за повреждения теплочувствительного элемента последний заменяют новым. Для этого отвертывают накидную гайку и разъединяют штепсельную розетку с вилкой приемника. Вынув карболитовую втулку 4 (см. фиг. 196) и резиновое кольцо (если оно осталось в арматуре), вынимают запирающее элемент кольцо 3 (это легко сделать, поддев отверткой отогнутый край кольца).

Вынув теплочувствительный элемент, заменяют его новым и запирают кольцом 3, предварительно убедившись в целостности паронитовой прокладки 6. Далее вставляют карболитовую втулку 4 проточенным концом к элементу и надевают на колодку резиновое кольцо; присоединяют штепсельную розетку к вилке приемника и завертывают доотказа накидную гайку.

Во время эксплуатации прибора рекомендуется раз в три месяца проверять прибор при помощи походно-поверочной установки (ППУ) или в термобане (см. § 12, указания по проверке парового термометра). В случае отсутствия этой установки нужно вместо приемника включить магазин сопротивлений и проверить градуировку прибора, приключив к источнику питания вольтметр для контроля напряжения.

Данные для градуировки приборов ТМЭ-41 приведены в табл. 11.

Данные для градуировки приборов ТВЭ-40 приведены в табл. 12.

Таблица 11

Данные для градуировки указателя ТМЭ-41

Показания указателя ТМЭ-41, °C	Сопротивление магазина, $\Omega$	Показания указателя ТМЭ-41, °C	Сопротивление магазина, $\Omega$
0	53,3	+100	76,1
+20	57,9	+120	80,7
+40	62,4	+140	85,2
+60	67,0	+160	89,8
+80	71,5		

Таблица 12

Данные для градуировки указателя ТВЭ-40

Показания указателя ТВЭ-40, °C	Сопротивление магазина, $\Omega$	Показания указателя ТВЭ-40, °C	Сопротивление магазина, $\Omega$
-70	37,4	+ 40	62,4
-60	39,7	+ 50	64,6
-40	44,2	+ 60	67,0
-30	46,5	+ 70	69,5
-20	48,7	+ 80	71,5
0	53,3	+100	76,1
+20	57,9	+120	80,7

Электрический термометр сопротивления ТМЭ-45. Этот прибор является модернизацией термометра ТМЭ-41.

Нередки случаи выхода из строя термометров ТМЭ-41 из-за обрыва обмотки теплочувствительного элемента приемника или выпадения из опор подвижной системы указателя. Для устранения этих недостатков в конструкцию термометра ТМЭ-41 был введен ряд изменений и новая конструкция получила наименование ТМЭ-45.

В приемнике ТМЭ-45 трубка теплочувствительного элемента припаивается к основанию, армированному в бакелитовой втулке. Такое крепление исключает возможность обрывов обмотки теплочувствительного элемента вследствие раскачивания трубки. Кроме того, для обмотки теплочувствительного элемента ТМЭ-45 применен провод диаметром 0,11 мм вместо провода диаметром 0,08 мм, как в термометре ТМЭ-41.

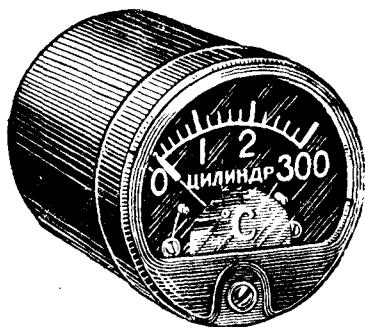
В указателе ТМЭ-45 подпятники подвижной системы имеют более углубленный кратер (0,6 мм вместо 0,4 мм), что исключает возможность выпадения подвижной системы из опор. Катушки сопротивлений в указателе крепятся на стержнях гайками с шайбами Гровера. После заворачивания гайки заливаются эмалью. Такое крепление предотвращает саморазвертывание гаек и раскачивание катушек.

Цена деления шкалы указателя ТМЭ-45 10° С вместо 20° С, что увеличивает точность отсчета. Стрелка указателя ТМЭ-45 имеет мечевидную форму.

Маркировка указателя на масло и воду не производится.

### § 33. Термоэлектрический термометр цилиндров ТЦТ-9

**Назначение.** Термоэлектрический термометр цилиндров ТЦТ-9 (фиг. 202) предназначен для измерения температуры головок цилиндров двигателей воздушного охлаждения.



Фиг. 202. Указатель термометра ТЦТ-9.

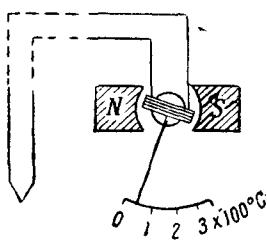
**Принцип действия.** Если подогревать спай двух проводов из разнородных металлов, то в этих проводах возникает электродвижущая сила, величина которой зависит от материала и разницы температур спаев и холодных концов проводов.

Если на холодном конце проводов поддерживать постоянную температуру, то, измеряя гальванометром величину термоэлектродвижущей силы, можно судить о температуре той среды, в которую помещен горячий конец. Такой способ измерения температуры среды называется *термоэлектрическим способом*, а цепь, составленная из двух раз-

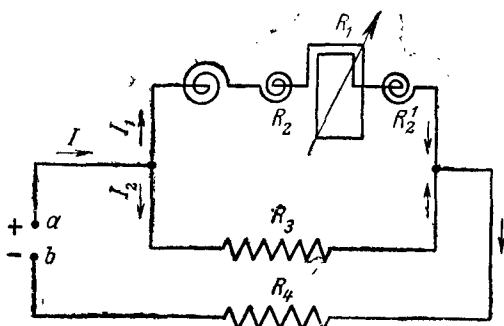
нородных металлов, называется *термопарой*.

Действие термометра цилиндров ТЦТ-9 основано на принципе измерения температуры термоэлектрическим способом. Для точности показаний гальванометра необходимо, чтобы на свободных концах термопары температура была постоянной, в

противном случае нужно учитывать изменение этой температуры при отсчете по прибору. Для того, чтобы обеспечить постоянную температуру холодных концов термопары, их отводят подальше от зоны высокой температуры при помощи так называемых *компенсационных проводов*. Назначение компенсационных проводов — удалить холодные концы от головки термопары возможно дальше, в зону с небольшими колебаниями температуры. Компенсационные провода изготовляют из тех же материалов, что и электроды, так как наличие сплавов из других металлов может вызвать появление паразитных электродвижущих сил.



Фиг. 203. Принципиальная схема термоэлектрического термометра.



Фиг. 204. Схема Свинберна.

На фиг. 203 дана принципиальная схема термоэлектрического термометра. Возрастание или убывание температуры горячего спая вызывает соответствующее изменение величины термоэлектродвижущей силы, что приводит к изменению силы тока в термоэлектрической цепи и, следовательно, в гальванометре.

Но эта сила тока зависит также от величины общего сопротивления цепи. Изменение сопротивления в цепи изменяет силу тока, что вызывает погрешность в показаниях гальванометра. Поэтому категорически воспрещается укорачивать или удлинять компенсационные и термоэлектрические провода.

Величина термотока хромелькопелевой термопары, применяемой в ТЦТ-9, равна 23 мВ при температуре горячего спая 300°С и температуре холодного спая 0°. Термоток направлен от положительного, хромелевого электрода к отрицательному, копелевому. Отклонение подвижной системы указателя пропорционально силе термотока, протекающего через рамку прибора.

Если поддерживать температуру холодного спая термопары неизменной, то по величине термоэлектродвижущей силы, создаваемой термопарой, можно судить о температуре горяче-

го спая, т. е. о температуре свечи двигателя, под которой установлена термопара.

Таким образом, если проградуировать шкалу прибора в градусах Цельсия, то прибор будет показывать истинную температуру под свечой авиационного двигателя.

Практически в условиях эксплуатации невозможно поддерживать неизменной температуру холодного спая. Для устранения возникающей при этом погрешности применяется биметаллический термокомпенсатор, автоматически переставляющий стрелку прибора соответственно изменению температуры воздуха. Что касается погрешностей, вносимых температурным изменением магнитного поля в воздушном зазоре и модуля упругости противодействующих пружин указателя, то они взаимно компенсируются.

Наибольшей величины достигают погрешности, связанные с изменением сопротивления рамки прибора при изменении температуры окружающей среды. Очевидно, что ток, развиваемый термопарой и протекающий через рамку гальванометра, зависит от сопротивления цепи прибора. Температурные изменения этого сопротивления вызовут изменение тока в рамке, что приведет к отклонению стрелки от истинного положения.

Для устранения этой погрешности указатель прибора ТЦТ-9 собран по схеме Свинберна (фиг. 204).

Параллельно рамке  $R_1$ , выполненной из алюминиевой проволоки, подключено шунтирующее сопротивление  $R_2$  из никеля, температурный коэффициент электросопротивления которого значительно больше температурного коэффициента электросопротивления рамки. Сопротивление  $R_2$  подобрано с таким расчетом, чтобы ток в рамке оставался постоянным при изменении температуры окружающего воздуха.

Сопротивление  $R_4$  изготавливается из манганина и практически не меняется при изменении температуры.

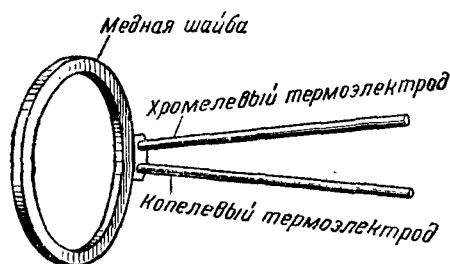
При повышении температуры все сопротивления увеличиваются на величины, соответствующие их температурным коэффициентам, в результате чего общее сопротивление между точками  $a$  и  $b$  возрастает, и ток  $I$  уменьшается.

Но так как сопротивление  $R_2$  возрастает больше, чем сопротивление ветви рамки, то происходит перераспределение токов, и ток  $I$  в рамке мало изменяется.

При снижении температуры происходит обратное перераспределение токов. Таким путем достигается компенсация погрешностей от температурных изменений сопротивления рамки прибора. Общая температурная погрешность прибора ТЦТ-9 не превосходит 0,06% (от номинального значения шкалы) на каждый градус изменения температуры.

Приемник (термопара с соединительным проводом)

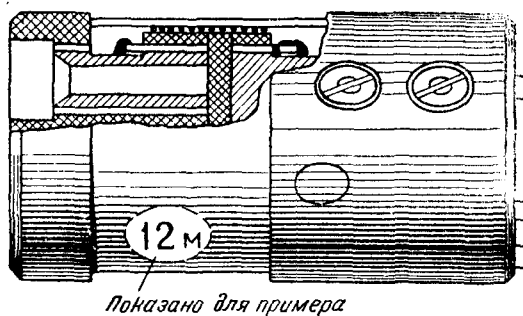
(фиг. 205). Термопара представляет собой красномедную шайбу, играющую роль теплоприемника, в которую впаяны два термоэлектрода хромелькопелевой пары. К свободным концам электродов посредством навинчивания подключаются соединительные провода из того же материала, что и электроды термопары. Свободные концы соединительных проводов подсоединены к штепсельной розетке указателя.



Фиг. 205. Термопара.

Сопротивление приемника ТЦТ-9 при любой длине соединительных проводов одинаково и равно  $7,15 \Omega$  при  $20 \pm 5^\circ \text{C}$ . В приборах это достигается при помощи подгоночной катушки, намотанной на штепсельную колодку (фиг. 206).

Благодаря такому постоянству сопротивления цепи достигнута возможность подключать любой приемник к любому из-



Фиг. 206. Штепсельная колодка с подгоночной катушкой.

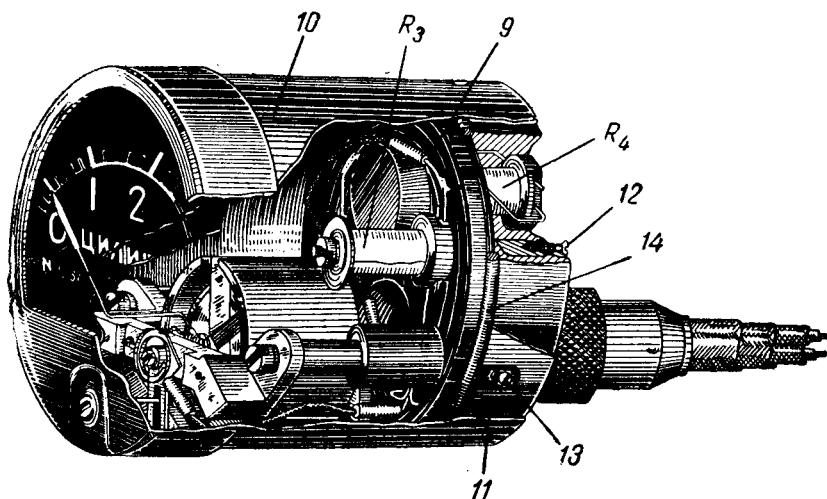
мерителю ТЦТ-9. На колодке указывается длина соединительных проводов, для которых она предназначена.

Указатель. Указатель термометра ТЦТ-9 выполнен в виде вибрационно устойчивого магнитоэлектрического гальванометра с внутрирамочным постоянным магнитом (см. § 31).

Принцип действия указателя основан на взаимодействии то-



Для установки стрелки на деление, соответствующее температуре воздуха, окружающего прибор, с лицевой стороны прибора находится головка корректора. Поворачивая<sup>1</sup> корректор, устанавливают стрелку прибора соответственно температуре воздуха. Далее корректор вносит поправку в показания прибора автоматически.



Фиг. 208. Конструкция указателя термометра ТЦТ-9:

9—панель прибора, 10—корпус, 11—задняя крышка, 12, 13—винты, 14—уплотнительное кольцо из резины,  $R_3$ —шунтирующее сопротивление,  $R_4$ —добавочное сопротивление.

Консоль укрепляется на панели 9 (фиг. 208). На этой же панели устанавливается катушка добавочного сопротивления  $R_4$  и шунтирующее сопротивление  $R_3$ .

Соединительные провода приключаются при помощи двухштырькового штепсельного соединения. Контактные вилки в доньшке и контактные гнезда в штепсельной розетке изготовлены из латуни.

Шкала прибора окрашена в черный цвет и оцифрована от 0 до 300° С через 100° С; цена деления шкалы 20° С. Деления шкалы и цифры покрыты светящейся массой постоянного действия.

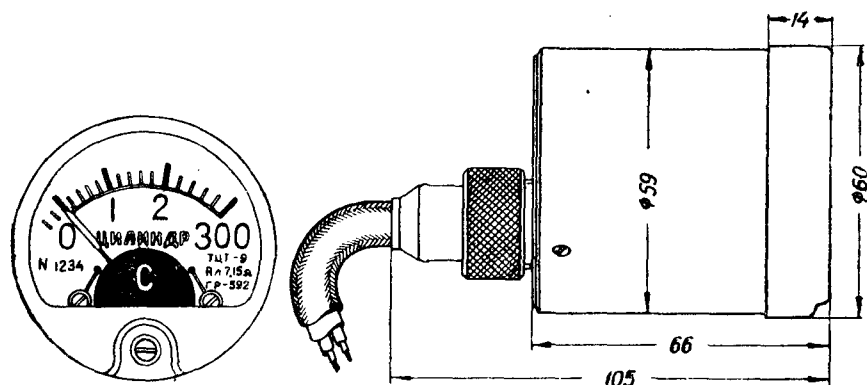
Собранный на панели прибор защищен корпусом 10 и с тыловой стороны закрыт крышкой 11. Корпус и крышка крепятся к панели винтами 12 и 13.

<sup>1</sup> Корректировка должна производиться после нахождения прибора с отключенной от двигателя термонапарой при данной температуре окружающей среды в течение 2—3 час.

Брызгонепроницаемость обеспечивается прокладыванием уплотнительного резинового кольца 14 по окружности в месте стыка крышки с буртиком панели.

Габаритные размеры указателя ТЦТ-9 даны на фиг. 209.

Погрешность комплекса ТЦТ-9 при постоянно действующей вибрации в рабочей части шкалы не превышает следующих величин: при температуре окружающего воздуха  $+20^{\circ}\text{C}$  погрешность не больше  $\pm 8^{\circ}\text{C}$ ; при температуре  $+50^{\circ}\text{C}$  погрешность не больше  $\pm 15^{\circ}\text{C}$ ; при температуре  $-60 \pm 5^{\circ}\text{C}$  погрешность не больше  $\pm 24^{\circ}\text{C}$ .



Фиг. 209. Габаритные размеры указателя ТЦТ-9.

Корректор нормально работающего прибора отводит стрелку от положения, занимаемого ею при нормальной температуре, не менее чем на одно деление ( $20^{\circ}\text{C}$ ) вправо или влево.

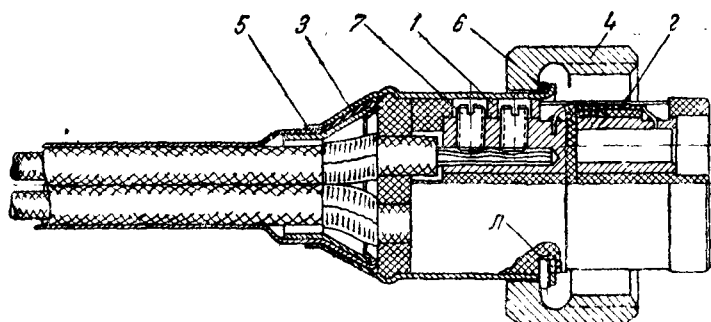
Приемники изготовляются длиной до 15 м.

Монтаж прибора на самолете. Термопара укрепляется под свечой авиационного двигателя. Электроды крепятся к головке двигателя специальной державкой. Соединительные провода прокладываются в местах, хорошо защищенных от нагревания двигателя и от попадания масла и атмосферных осадков. Соединительные провода следует жестко прикреплять к фюзеляжу, стойкам и т. д.

Указатель устанавливают на приборной доске и укрепляют стандартным кольцом диаметром 60 мм. Соединительные провода подключают к указателю посредством штепсельного соединения.

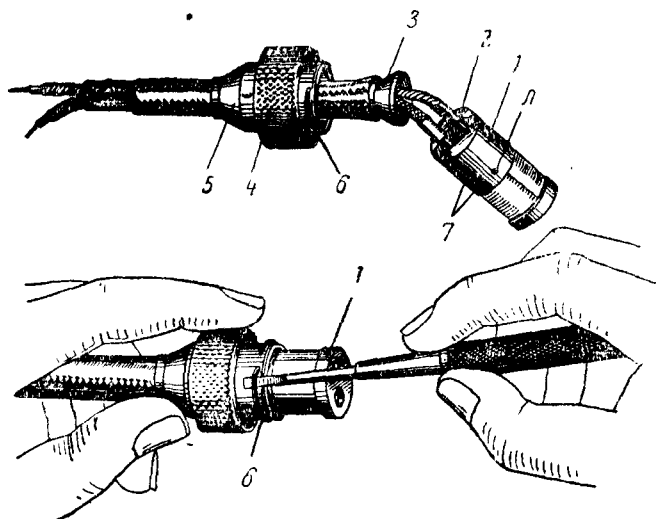
Штепсельная розетка (штепсельный разъем) (фиг. 210) состоит из колодки 1, на которую намотана подгоночная катушка, резиновой прокладки 2, втулки 3, накидной гайки 4, колпачка 5, стопорного кольца 6 и винтов 7.

Для присоединения проводов к штепсельной розетке ее необходимо предварительно разобрать (фиг. 211). Для этого колодка 1 освобождается от колпачка 5 отжатием при помощи



Фиг. 210. Штепсельный разъем указателя ТЦТ-9.

отвертки стопорного кольца 6. Винты 7 вывертываются настолько, чтобы оголенные жилы соединительных проводов свободно вошли в гнезда колодки.



Фиг. 211. Монтаж штепсельного разъема указателя ТЦТ-9:

1—колодка, 2—резиновая прокладка, 3—втулка, 4—накидная гайка, 5—колпачок, 6—стопорное кольцо, 7—винты, Л—лунка для стопорного кольца 6.

Присоединение проводов к штепсельной розетке производится следующим образом. Колпачок 5 вместе с накидной гайкой 4 надевают поверх экранирующей оплетки. Поверх обеих

жил проводов надевают втулку 3 так, чтобы она вошла под экранирующую оплетку. Концы экранирующей оплетки заправляют внутрь расширенной части втулки. После этого очищают каждую жилу от резиновой опрессовки на 10 мм, а концы хлопчатобумажной оплетки сдвигают на 5 мм и обматывают изоляционной лентой в два слоя по длине 10 мм. Поверх резиновой опрессовки вплотную к изоляционной ленте надевают на оба провода резиновую прокладку 2, вставляют оголенные жилы в отверстия колодки и закрепляют каждый провод двумя винтами 7.

Сначала нужно закручивать винт, расположенный ближе к середине колодки. Если провод окажется зажатым, закручивают второй винт.

Нужно строго следить за тем, чтобы не перепутать полярность соединительных проводов.

Положительный электрод с фиолетовой окраской оплетки укрепляют в отверстии колодки, обозначенном знаком «+». Второй электрод с оплеткой желтого цвета укрепляется в отверстии, обозначенном знаком «—».

После этого колодку вставляют в колпачок так, чтобы конец стопорного кольца вошел в лунку Л на боковой поверхности штепсельной колодки.

Перед присоединением штепсельного разъема следует проверить корректировку указателя на окружающую температуру. После того как указатель пробыл в данной температуре 2—3 часа, положение стрелки прибора должно соответствовать температуре окружающего воздуха. В случае необходимости корректируют прибор, поворачивая головку корректора и слегка постукивая по указателю.

Собранную штепсельную розетку соединяют с двухполюсной штепсельной вилкой прибора и достаточной затягивают накидную гайку. Для предотвращения отворачивания накидной гайки ее законтривают проволокой диаметром 0,5 мм через отверстия в гайке и штепсельной вилке.

Если при работающем двигателе стрелка указателя продолжает указывать величину окружающей температуры, то причиной является либо обрыв в термопаре и компенсационных проводах, либо короткое замыкание.

При отклонении стрелки указателя влево за 0°С следует проконтролировать правильность корректировки указателя, а также проверить, не перепутана ли полярность в местах присоединения проводников.

Скачкообразные изменения положения стрелки или явно преуменьшенные показания указывают на плохой контакт в местах присоединения компенсационных проводов к термопаре или указателю.

### § 34. Электрический газоанализатор ГЭА-50 (альфаметр)

Сгорание горючего в цилиндре двигателя. Сгорание горючего в цилиндре двигателя является химической реакцией соединения горючего с кислородом. Всякое жидкое горючее состоит, главным образом, из химически связанных водорода и углерода, которые входят в состав горючего в самых различных пропорциях.

Водород при сгорании соединяется с кислородом, в результате получают водяные пары, а по охлаждении ниже  $100^{\circ}\text{C}$  — вода.

Углерод при соединении с достаточным количеством кислорода дает углекислый газ  $\text{CO}_2$ . В другом случае тот же углерод, соединяясь при горении с недостаточным количеством кислорода, дает окись углерода  $\text{CO}$ , или угарный газ, который может еще соединиться с кислородом и дать углекислый газ  $\text{CO}_2$ .

Такое сгорание, после которого в продуктах горения остаются вещества, способные соединяться с кислородом, называется *неполным сгоранием*, а сгорание, после которого в продуктах горения отсутствуют указанные вещества, — *полным сгоранием*. Для полного сгорания любого горючего вещества необходимо определенное количество кислорода или воздуха, в котором содержится по весу около 23% кислорода.

На сжигание 1 кг бензина нужно 14,7—15,1 кг воздуха (в зависимости от сорта бензина); это количество воздуха будет наименьшим для полного сгорания 1 кг бензина и называется *теоретически необходимым*.

Карбюратор можно отрегулировать для подачи смеси различного весового соотношения между топливом и воздухом. Так как от состава смеси зависит ее теплотворная способность и скорость сгорания, то необходимо контролировать качество приготовленной смеси.

Отношение весового количества воздуха, приходящегося на одну весовую часть горючего в данной смеси, к теоретически необходимому количеству воздуха называется *коэффициентом избытка воздуха*. Это понятие введено для удобства сравнения качества смеси. Коэффициент этот обычно обозначается греческой буквой  $\alpha$  (альфа).

Так, например, если в смеси на 1 кг бензина (для которого вес теоретически необходимого воздуха равен 15 кг) приходится 12 кг воздуха, то

$$\alpha = \frac{\text{вес воздуха в данной смеси}}{\text{вес теоретически необходимого воздуха}} = \frac{12 \text{ кг}}{15 \text{ кг}} = 0,8.$$

Для смеси, содержащей 17 кг воздуха на 1 кг бензина,  $\alpha = \frac{16}{15} = 1,07$ .

Смесь с содержанием воздуха меньше теоретически необходимого количества называется *богатой*, так как в ней бензина больше, чем может сгореть с кислородом воздуха, входящего в смесь. Коэффициент избытка воздуха  $\alpha$  у богатых смесей всегда меньше единицы.

Смесь с содержанием воздуха больше теоретически необходимого количества называется *бедной* и коэффициент  $\alpha$  у таких смесей больше единицы.

Смесь, в которой содержание воздуха равно теоретически необходимому количеству, называется *нормальной*, и коэффициент  $\alpha$  такой смеси равен  $\frac{15}{15} = 1$ .

В случае нормальной смеси, когда  $\alpha = 1$ , кислород в цилиндре двигателя, соединяясь с углеродом, образует углекислый газ; водород, соединяясь с кислородом, образует водяной пар; азот, составляющий 77% введенного в цилиндр воздуха, как инертный газ не поддерживает горения и в составе продуктов сгорания остается в чистом виде.

При бедной смеси, когда  $\alpha > 1$ , излишек кислорода не участвует в горении и находится в продуктах сгорания в свободном состоянии. Углерод сгорает полностью, образуя углекислый газ, водород — воду, азот попрежнему остается в чистом виде. Следовательно, в случае бедной смеси продукты сгорания содержат углекислый газ, водяные пары, азот и кислород.

При богатой смеси, когда  $\alpha < 1$ , водород сгорает не полностью, образуя водяные пары и свободный водород. На сгорание углерода будет также нехватать кислорода и он сгорает, частью переходя в углекислый газ, а частью — в окись углерода; азот в сгорании не участвует. Таким образом при богатой смеси продукты сгорания состоят из углекислого газа, окиси углерода, водяных паров, водорода и азота.

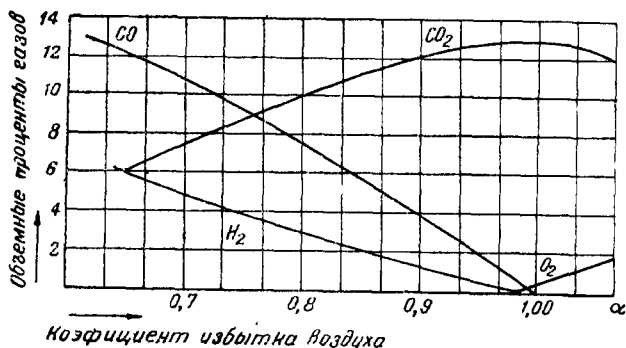
На фиг. 212 показано изменение процентного содержания водяных паров, углекислого газа, окиси углерода, свободного кислорода и водорода в продуктах сгорания в зависимости от состава смеси.

Наличием свободного водорода при богатых смесях в настоящее время пользуются для определения качества смеси и необходимости ее корректирования при поднятии на высоту.

На фиг. 212 видно, что, определив в составе газов количество свободного водорода, можно судить о качестве смеси, так как современные карбюраторные двигатели для обеспечения экономичности и снятия больших мощностей работают на смесях, ограниченных довольно узкими пределами  $\alpha$  — от 0,75 до 1,05.

В современных двигателях карбюраторы сконструированы и регулируются так, что при запуске и на малых оборотах двигатель работает на обогащенной смеси, на эксплуатационной мощности смесь слегка обеднена, а на максимальной мощности смесь опять слегка обогащается.

На определенной высоте самолет летит при постоянной плотности воздуха. Поэтому, отрегулировав состав смеси, можно не менять его до тех пор, пока самолет не перейдет в слой воздуха с другим атмосферным давлением.



Фиг. 212. Зависимость между объемным процентным содержанием компонентов выхлопных газов и коэффициентом  $\alpha$ .

До появления винтов изменяемого шага смесь регулировали следующим образом. Поднявшись на высоту 1000—1200 м, устанавливали дроссель на число оборотов, соответствующее крейсерской скорости. После этого постепенно обедняли смесь до тех пор, пока обороты двигателя не начинали уменьшаться. Этот состав смеси считался нормальным.

Подобный способ регулирования смеси применяют до сих пор на самолетах с винтами фиксированного шага. Единственным контрольным прибором при этом способе регулирования является тахометр.

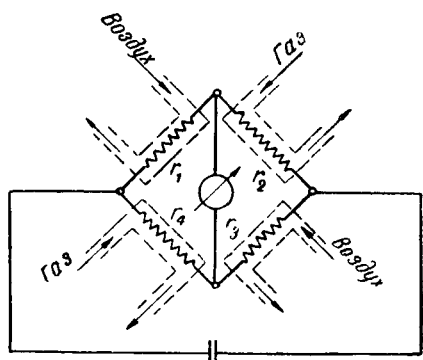
При винте изменяемого шага с постоянным числом оборотов приходится применять другой способ, так как независимо от регулирования смеси тахометр будет все время показывать одно и то же число оборотов в минуту. Для контроля качества смеси в этом случае служит специальный прибор — газоанализатор.

Необходимость этого прибора вызывается не только стремлением к сокращению расхода горючего, но и заботой об исправности двигателя. Регулировать состав смеси, руководствуясь одним стремлением экономить горючее, нельзя, так как при этом можно слишком обеднить смесь и перегреть дви-

гатель, а перегрев двигателя вызывает прогорание клапанов, поршней и электродов свечей.

Указатель газоанализатора, установленный на приборной доске пилота, дает возможность непрерывно наблюдать за составом горючей смеси и регулировать смесь в соответствии с необходимым режимом полета.

Принцип устройства газоанализатора. Действие газоанализатора основано на принципе электрического измерения теплопроводности выхлопных газов двигателя.



Фиг. 213. Схема датчика газоанализатора.

В выхлопных газах двигателя могут содержаться следующие газы: окись углерода, кислород, азот, углекислый газ и водород. Теплопроводность окиси углерода, кислорода и азота приблизительно равна теплопроводности воздуха; теплопроводность углекислого газа — в два раза меньше; теплопроводность водорода — в шесть раз больше теплопроводности воздуха.

С обогащением горючей смеси в выхлопных газах увеличивается содержание водорода, а следовательно, повышается общая теплопроводность выхлопных газов. С обеднением смеси увеличивается содержание углекислого газа и теплопроводность выхлопных газов уменьшается.

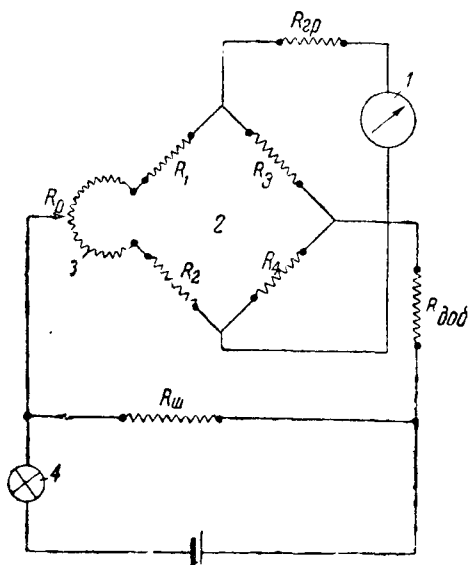
Измерение теплопроводности выхлопных газов осуществляется мостом Уитстона (см. фиг. 190). Мост Уитстона в датчике газоанализатора (фиг. 213) состоит из четырех плеч  $r_1$ ,  $r_2$ ,  $r_3$  и  $r_4$ , представляющих собой платиновые спиральки. Две из них ( $r_2$  и  $r_4$ ) находятся в камерах, куда поступает выхлопной газ двигателя, а две другие ( $r_1$  и  $r_3$ ) — в камерах с воздухом.

Электрический ток проходит по плечам моста и нагревает платиновые спирали примерно до  $100^\circ\text{C}$ . Спиральки непрерывно отдают тепло окружающим их газам. Теплопроводность воздуха постоянна, а теплопроводность выхлопных газов, окружающих спиральки  $r_4$  и  $r_2$ , изменяется в зависимости от состава смеси. Вследствие этого изменяется температура спиралек  $r_2$  и  $r_4$ ; чем выше температура платиновых спиралек, тем выше их электрическое сопротивление.

Эта разница сопротивлений нарушает равновесие моста Уитстона и заставляет стрелку гальванометра отклониться от

ее среднего положения. Нулевое положение стрелки получается, когда теплопроводность выхлопных газов соответствует теплопроводности эталонного газа, т. е. воздуха.

При обогащении смеси увеличивается процентное содержание углерода и водорода в выхлопных газах. Теплопроводность газов увеличивается, температура платиновых спиралек понижается и стрелка гальванометра переходит через нейтральное положение и отклоняется от нулевого положения, показывая богатую смесь.



Фиг. 214. Электрическая схема газоанализатора ГЭА-50:

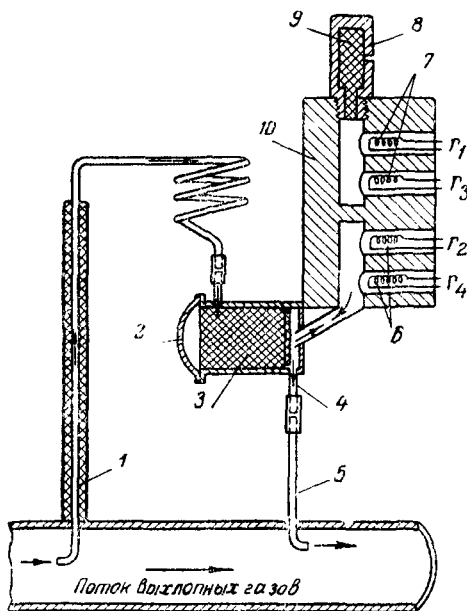
1—указатель, 2—мост Уитстона, 3—нулевой реостат, 4—батарейка.

Величина отклонения стрелки гальванометра пропорциональна величине теплопроводности, зависящей от состава смеси. Поэтому шкала гальванометра может быть отградуирована непосредственно в значениях  $\alpha$ .

Электрическая схема газоанализатора ГЭА-50 приведена на фиг. 214.

Мост датчика состоит из четырех сопротивлений из платиновой проволоки диаметром 18  $\mu$ . Нулевой реостат  $R_0$  служит для уравнивания моста перед включением газоанализатора, сопротивления  $R_{ш}$  и  $R_{доб}$  служат для обеспечения нормальной силы тока, проходящего через спирали моста (около 100 мА). Сопротивления эти регулируются на заводе. Сопротивление  $R_{гр}$  включено в цепь указателя и служит для соответствующей градуировки прибора.

Газоанализатор ГЭА-50 присоединяют к бортовой сети самолета с напряжением 27 В. В цепь питания схемы включен бареттер (стабилизирующая лампа). Баллон этой лампы наполнен водородом и имеет внутри железную нить диаметром 20 м. При увеличении силы тока, проходящего через нить бареттера, ее сопротивление увеличивается. Увеличение же сопро-



Фиг. 215. Газовая схема датчика газоанализатора ГЭА-50.

тивления нити уменьшает ток и вновь доводит его до номинальной величины. Бареттер поддерживает постоянство силы тока (около 240 мА) в цепи при изменении напряжения от 23 до 30 В.

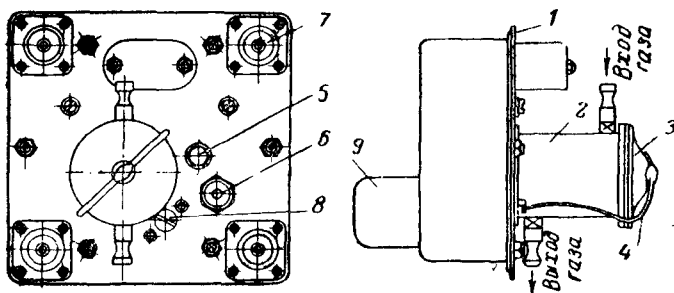
При выходе бареттера из строя его заменяют новым; это обеспечивает нормальную работу прибора без дополнительного регулирования. Опыт эксплуатации прибора показал, что бареттер быстро выходит из строя и требует частой замены. В последнее время взамен бареттерной лампы выпущена бареттерная пробка, представляющая собой никелевое сопротивление, заключенное в металлический корпус с таким же цоколем, что и бареттерная лампа.

Газовая схема датчика газоанализатора изображена на фиг. 215. Для отвода части газа из выхлопной трубы двигате-

ля устанавливается газозаборный ниппель 1, соединенный трубкой с фильтром датчика 2. Фильтр наполнен металлической стружкой 3 и служит для очистки газа от механических частиц.

Из фильтра газ поступает в измерительные камеры 6 с плечами моста Уитстона  $r_2$  и  $r_4$  и изменяет условия теплопередачи от спиралей к стенкам этих камер. Выходную трубку 4 фильтра соединяют также с выхлопной трубой двигателя через выхлопной ниппель 5.

Благодаря перепаду давления между ниппелями и определенному расположению их входных отверстий к потоку выхлопных газов создается необходимое движение газа через газоанализатор.



Фиг. 216. Датчик газоанализатора ГЭА-50.

Сравнительные (воздушные) камеры 7 с расположенными в них спиралью моста Уитстона  $r_1$  и  $r_3$  соединены с наружной атмосферой через увлажнитель 8. Увлажнение воздуха необходимо для создания одинаковой влажности воздуха и выхлопных газов, поступающих в датчик. Фитиль 9, помещенный в трубку увлажнителя, смачивается водой. Сравнительные камеры являются эталонами, имеющими постоянную теплопроводность.

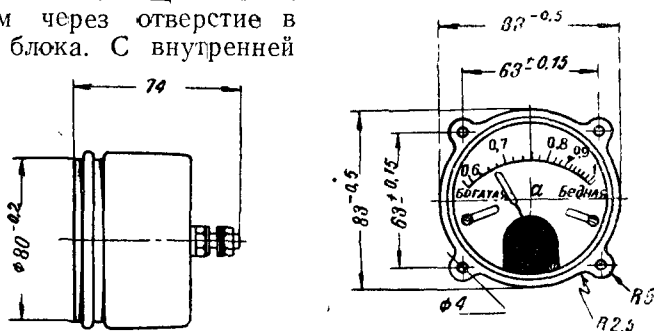
Измерительные и сравнительные камеры расположены в одном латунном блоке 10, для того чтобы все камеры имели температуру газов двигателя, поступающих в газоанализатор.

Датчик. Датчик газоанализатора ГЭА-50 изображен на фиг. 216. С наружной стороны платы 1 расположен корпус фильтра 2 с двумя вделанными в него трубками для подключения трубопроводов от выхлопной трубы. Корпус фильтра имеет крышку 3 для вкладывания в него металлической стружки; крышка закрывается пружиной 4. Рядом с фильтром помещен патрон увлажнителя сравнительных камер 5. Под увлажнителем помещена головка регулировочного винта 8 нулевого реостата.

Для ввода соединительных проводов и присоединения гиб-

кого металлического шланга имеется специальный штуцер 6. В углы платы вделаны резиновые амортизаторы 7 с отверстиями для крепления датчика на месте его установки. Барретор установлен с задней стороны датчика и защищен от механических повреждений навинчивающимся металлическим колпачком 9.

Латунный блок датчика с четырьмя платиновыми спиралями помещен на задней стороне платы 1. Газовые камеры латунного блока сообщаются с фильтром через отверстие в корпусе блока. С внутренней



Фиг. 217. Указатель газоанализатора ГЭА-50.

стороны платы расположены нулевой реостат и сопротивления. Там же имеется панель с четырьмя клеммами для подключения соединительных проводов. Задняя сторона датчика закрывается круглым кожухом, прикрепленным винтами к плате.

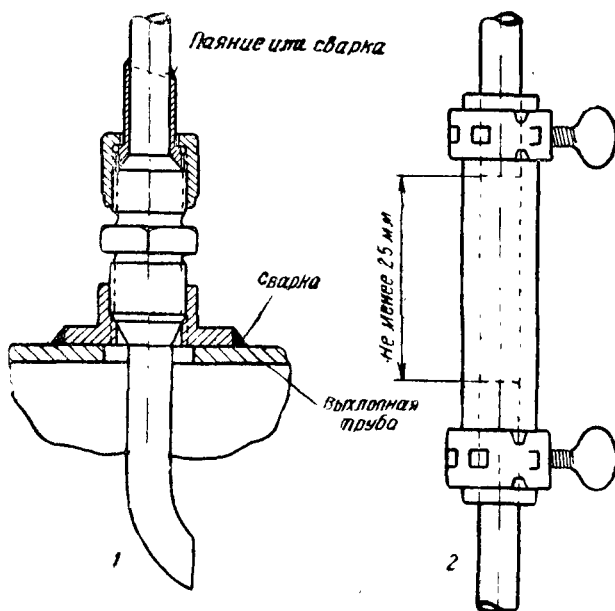
**Указатель.** Указателем газоанализатора ГЭА-50 (фиг. 217) служит вибрационно устойчивый магнито-электрический милливольтметр. С лицевой стороны прибора на стекле расположен винт механического корректора, который служит для установки стрелки прибора (при выключенном приборе) на отметку « $\nabla$ », соответствующую 0,87  $\alpha$  (механический нуль).

Шкала указателя имеет одинарную или двойную оцифровку в зависимости от типа двигателя. Одинарная шкала имеет обозначения 0,6—1,0  $\alpha$ . Двойная шкала имеет оцифровку: верхняя 0,6—1,0  $\alpha$ , нижняя 90—50 см рт. ст. Нижняя шкала градуирована в давлении наддува (в соответствии со шкалой мановакуумметра) и обозначена  $p_k$ . Цена деления верхней шкалы 0,02  $\alpha$ , нижней — 5 см рт. ст.

Шкала показывающего прибора градуирована в значениях коэффициента избытка воздуха  $\alpha$  для топлива, при сгорании 1 кг которого необходимо 14,9 кг воздуха. Химический состав такого топлива  $C \approx 86\%$  и  $H \approx 14\%$ . Этому составу соответствует бензин Б-74, Б-78.

Для уменьшения магнитного влияния указателя на компас и другие измерительные приборы, расположенные вблизи, а также для устранения обратного влияния внешних магнитных полей на корпус указателя надет железный экран.

Погрешности газоанализатора. Общая погрешность прибора, состоящая из градуировочной и температурной (приемник при  $+50^{\circ}\text{C}$ , указатель при  $-60^{\circ}\text{C}$ ), не превышает  $\pm 0,03 \alpha$ .



Фиг. 218. Монтажные детали газопровода:

1—газозаборный ниппель, 2—диэлектрическая муфта с зажимами.

Изменение показаний прибора при изменении напряжения от номинала на  $3 \text{ В}$  не превышает  $\pm 0,01 \alpha$  в диапазоне шкалы указателя от 0,7 до 0,96  $\alpha$ . Эта же погрешность для участков шкалы от 0,6 до 0,7 и от 0,96 до 1,0  $\alpha$  не превышает  $\pm 0,015 \alpha$ .

При изменениях состава смеси время установления показаний с точностью до  $\pm 0,01 \alpha$  не более 20 сек.

Монтажные детали. Газозаборный ниппель с фланцем, штуцером и штуцерной гайкой изображены на фиг. 218. На одной из граней головки ниппеля, совпадающей со стороной входного отверстия, нанесена риска, помогающая определить, в какую сторону обращено входное отверстие укрепленного в выхлопной трубе ниппеля. Эта риска устанавливается против отметки, имеющейся на фланце. При приварке фланцев следу-

ет следить за тем, чтобы отметка была расположена по потоку газа. Конусная резьба на фланце устраняет необходимость установки уплотнительных прокладок.

Такой же второй ниппель, являющийся газоотсасывающим, устанавливают на выхлопной трубе двигателя, но так, чтобы входное отверстие ниппеля было расположено по потоку газа.

Дюритовая соединительная муфта 2 (фиг. 218), с зажимами служит для соединения трубок. Расстояние между концами трубок не должно быть менее 25 мм. В противном случае механические сотрясения и вибрации, которые испытывает газопровод, будут передаваться приемнику.

**Монтаж газоанализатора.** Указатель газоанализатора монтируется на приборной доске самолета. Прибор заводят в отверстие с задней стороны щитка и крепят винтами. Датчик монтируют на кронштейне, укрепленном на противопожарной перегородке или раме двигателя. Внутри кабины датчик не монтируют, так как выхлопные газы, просачиваясь через датчик, будут отравлять воздух. Для обеспечения стока конденсирующейся воды датчик устанавливают так, чтобы выходная трубка фильтра была направлена вниз. Датчик должен свободно перемещаться в пределах упругих деформаций амортизаторов.

Опыт эксплуатации газоанализаторов показал, что необходимым условием надежной работы газоанализатора является правильный монтаж газовой схемы прибора на самолете.

Общая конструкция газопроводных трубок должна обеспечивать постоянный слив конденсата обратно в выхлопной коллектор или в крайнем случае — через датчик прибора непосредственно в атмосферу. Не должно быть участков газопроводных трубок, где могли бы образоваться пробки из конденсата.

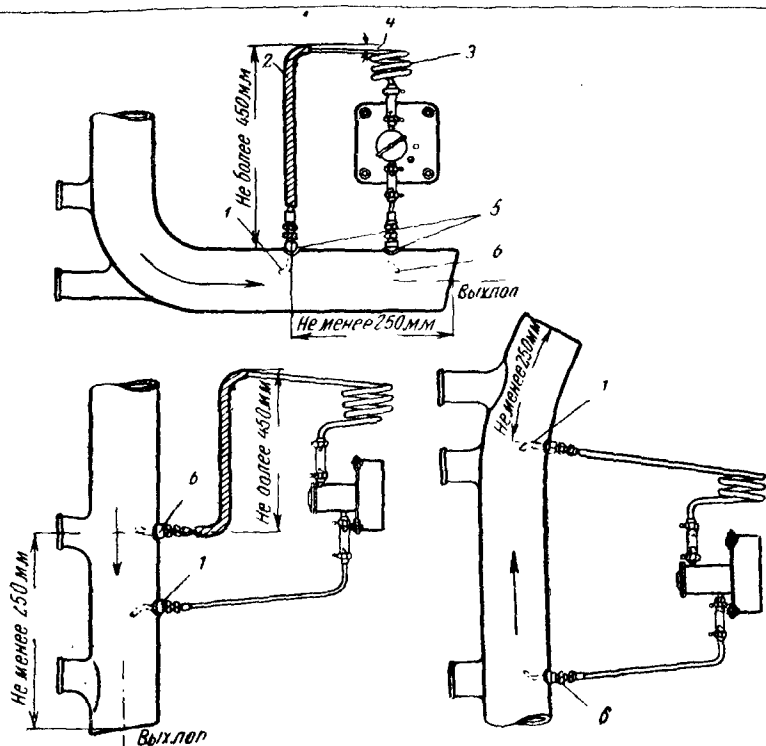
Газозаборные ниппели следует устанавливать так, чтобы брать выхлопные газы от группы цилиндров, составляющих не менее  $\frac{1}{3}$  числа всех цилиндров двигателя. Газозаборный ниппель устанавливают не ближе 250—300 мм от конца выхлопной трубы во избежание попадания в датчик атмосферного воздуха.

Температура выхлопных газов в фильтре прибора не должна быть ниже 5 и выше 50° С во избежание замерзания конденсата или каталитического догорания газов.

На фиг. 219 показан примерный монтаж датчиков газоанализаторов при вертикальном и горизонтальном расположении выхлопной трубы двигателя.

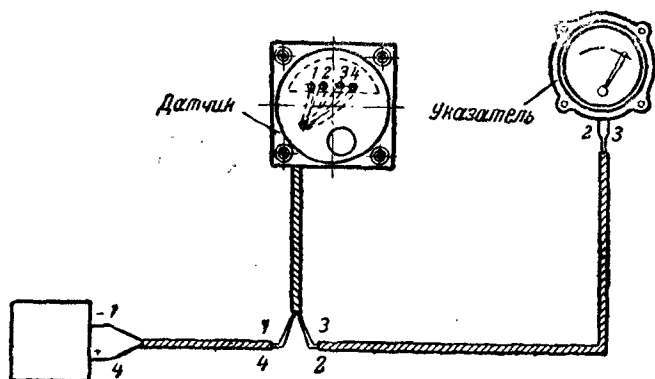
Электропроводку монтируют по схеме, приведенной на фиг. 220, проводом марки ЛПРГС сечением 1,0 или 1,5 мм<sup>2</sup>.

**Подготовка газоанализатора перед полетом.** Перед запуском двигателя самолета проверяют положение стрелки на шкале указателя газоанализатора при выключении



Фиг. 219. Примерный монтаж датчика газоанализатора при вертикальном и горизонтальном расположении трубы двигателя:

1—газозаборный ниппель, 2—трубки с асбестовой изоляцией, 3—спираль, 4—уклон трубопровода, 5—фланцы, 6—выходной ниппель.



Фиг. 220. Монтажная схема газоанализатора ГЭА-50.

ченном токе и, если стрелка не стоит против треугольника на делении 0,87, то устанавливают ее при помощи винта корректора. Затем проверяют электрический нуль прибора, для чего вывертывают увлажнитель воздушной камеры и включают ток. Через 3—5 мин. стрелка указателя должна установиться на делении 0,87 против треугольника (допуск  $\pm 0,01$ , т. е. половина деления шкалы).

Если стрелка указателя не установится против треугольника, то открывают крышку фильтра, вынимают металлическую стружку и выжидают не менее 10 мин., для того чтобы влажность и температура воздуха установились в обеих камерах в соответствии с окружающей средой. После этого вращением винта нулевого реостата, расположенного на лицевой стороне датчика, подводят стрелку указателя на деление 0,87 против треугольника.

По окончании проверки или установки электрического нуля смачивают фитиль увлажнителя чистой водой (в зимнее время смачивают теплой водой), слегка отжимают, чтобы устранить образование капли, и ввертывают фитиль на место. Затем кладут обратно стружку в камеру фильтра и закрывают крышку, проверив наличие резиновой прокладки под ней.

Отклонение стрелки указателя в сторону бедной смеси на 0,02—0,03  $\alpha$  после установки увлажнителя следует считать нормальным, так как относительная влажность воздушной камеры увеличилась по сравнению с газовой камерой.

Регулировать прибор можно и сухим способом. Для такого регулирования снимают крышку фильтра и, вынув металлическую стружку, насухо вытирают камеру фильтра. Затем, отвернув пробку увлажнителя вместе с фитилем, вытирают отверстие. Включив питание и выждав 20—30 мин., для того чтобы относительная влажность газовых и воздушных камер сравнялась с влажностью окружающего воздуха, устанавливают при помощи нулевого реостата стрелку прибора. После регулирования на электрический нуль вкладывают металлическую стружку на место, закрывают крышку и ввертывают на место пробку со смоченным и слегка отжатым фитилем.

Регулирование сухим способом особенно удобно в зимних условиях, но несколько грубее регулирования со смоченным фитилем и стружкой, так как в газовых и воздушных камерах создаются условия, не совсем аналогичные рабочим; ошибка при регулировании сухим способом может достигнуть 0,01  $\alpha$ .

Запускать двигатель без наличия металлической стружки в фильтре датчика нельзя, так как это может вывести прибор из строя.

Пользование газоанализатором в полете. При отсчете показаний необходимо учитывать, что в нормаль-

ных условиях прибор реагирует на изменение состава смеси через 5—6 сек. Точность показаний прибора сохраняется для обедненных смесей максимально до  $\alpha=1,08$ . При большем обеднении смеси стрелка вновь идет назад.

При детонации стрелка указателя становится неустойчивой, склоняясь в сторону богатой смеси.

Для облегчения регулирования состава смеси на шкале газоанализатора нанесены деления, соответствующие показаниям мановакуумметра. Однако следует учитывать, что газоанализатор не измеряет давления наддува, а указанные деления нанесены только для сравнения.

Для каждой величины давления во всасывающем трубопроводе существует определенный наивыгоднейший состав смеси.

При взлете и наборе высоты всегда применяют богатую смесь.

При переходе на крейсерскую скорость смесь регулируют так, чтобы стрелка газоанализатора указывала деление, совпадающее с показанием мановакуумметра; это положение соответствует наименьшему расходу топлива.

Газоанализатор не только показывает правильный состав смеси, но также предупреждает пилота о неисправностях в системе питания двигателя. Например, если дроссель сместится из положения, в котором он установлен, то стрелка указателя покажет это, перейдя в новое положение.

Газоанализатор помогает летчику разрешать вопросы правильной эксплуатации двигателя, экономить горючее и увеличивать срок службы двигателя.

Проверка газоанализатора после полета. После остановки двигателя следует провентилировать и просушить газовую и воздушную камеры. Для этого открывают камеру фильтра, вынимают металлическую стружку, протирают камеру сухой тряпкой, вывертывают увлажнитель воздушной камеры, включают ток и оставляют в таком положении 15—20 мин.

Попутно с этим проверяют электрический нуль. Эту работу делают до снятия аккумулятора с самолета. После просушки камеру фильтра закрывают крышкой, а увлажнитель ввертывают на место. Фитиль увлажнителя отжимают для удаления влаги. Металлическую стружку вкладывают после просушки обратно в камеру фильтра.

Просушивать газовую и воздушную камеры следует в тех случаях, если следующий очередной полет будет не ранее чем через 8 час. Однако удалять конденсат нужно после каждого полета продолжительностью не менее часа. Для этого откры-

вают камеру фильтра, вынимают стружку, стряхивают с нее влагу и вкладывают стружку обратно. Через 100 час. полета необходимо прочистить трубопроводы, промыть металлическую стружку бензином и просушить.

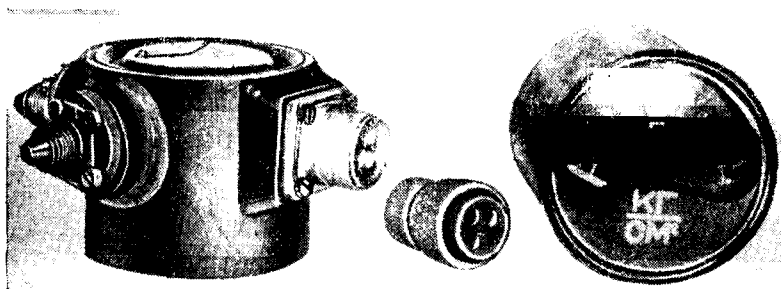
Следует периодически проверять газовую систему прибора на герметичность, а также проверять показания газоанализатора по специальному контрольному прибору УПА-40.

Методика этих проверок дана в специальных инструкциях и указаниях.

Пользование газоанализатором не уменьшает значения термометра головок цилиндров. Температуре головок цилиндров надо всегда уделять достаточное внимание. Даже если состав смеси воздух—горючее установлен правильно для данного двигателя, температура головок цилиндров должна всегда находиться под контролем.

### § 35. Электрические дистанционные манометры унифицированного типа ЭДМУ

**Назначение.** Электрические дистанционные манометры ЭДМУ (фиг. 221) предназначены для дистанционного измерения давления жидкостей и газов на всех типах авиационных двигателей.



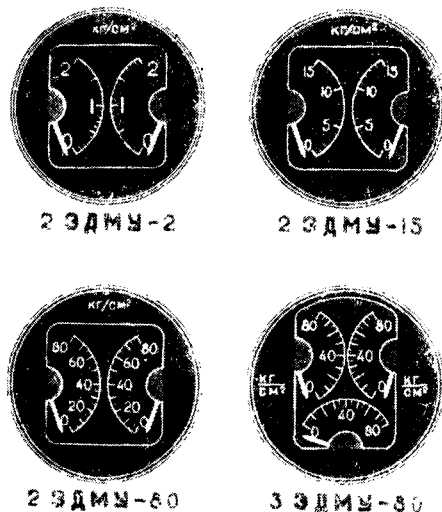
Фиг. 221. Комплект электрического дистанционного манометра унифицированного типа ЭДМУ.

На фиг. 222 показаны варианты шкал приборов ЭДМУ с различными диапазонами измерения от  $0 \div 1$  кг/см<sup>2</sup> до  $0 \div 100$  кг/см<sup>2</sup>.

Комплект ЭДМУ состоит из приемника давления и дистанционного электрического указателя диаметром 60 мм. Приемник



Фиг. 222. Варианты шкал приборов ЭДМУ с различными диапазонами измерения.

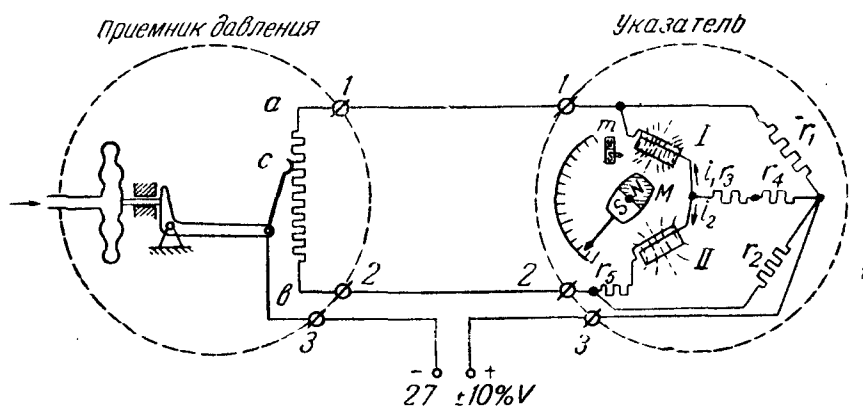


Фиг. 223. Варианты шкал двойных и строенных электрических манометров.

и указатель соединяются между собой электропроводкой, длина которой (до 15 м) не влияет на показания прибора.

При наличии на самолете нескольких манометров можно применять также комбинированные приборы, представляющие собой сочетание двух или трех элементов в общем корпусе (фиг. 223).

В комплект двухстрелочного манометра входят два приемника давления и один указатель диаметром 80 мм. Комплект трехстрелочного манометра состоит из трех приемников и одного указателя диаметром 80 мм.



Фиг. 224. Принципиальная схема ЭДМУ.

Приемники и указатели ЭДМУ взаимозаменяемы. Это позволяет в условиях эксплуатации заменять любую неисправную часть комплекта без замены остальных частей.

Питание комплекта осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением  $27 \pm 10\%V$ .

**Принцип действия.** Принципиальная схема ЭДМУ показана на фиг. 224.

Измеряемое давление подается внутрь чувствительного элемента, представляющего собой упругую коробку или мембрану в зависимости от типа ЭДМУ. С увеличением давления коробка расширяется и передвигает контакт  $c$ , скользящий по реостату  $ab$ . При этом электрическое сопротивление между точками  $a$  и  $c$  увеличивается, а между точками  $b$  и  $c$  уменьшается.

Каждому значению измеряемого давления соответствует определенное положение контакта и, следовательно, определенное электрическое сопротивление участков  $ac$  и  $bc$  (табл. 13, которая действительна для всех типов ЭДМУ).

Соотношение сопротивлений  $ac$  и  $bc$  измеряется при помощи логометра. В приборе ЭДМУ применяется логометр с подвиж-

Таблица 13

## Сопротивление плеч реостата в зависимости от измеряемого давления

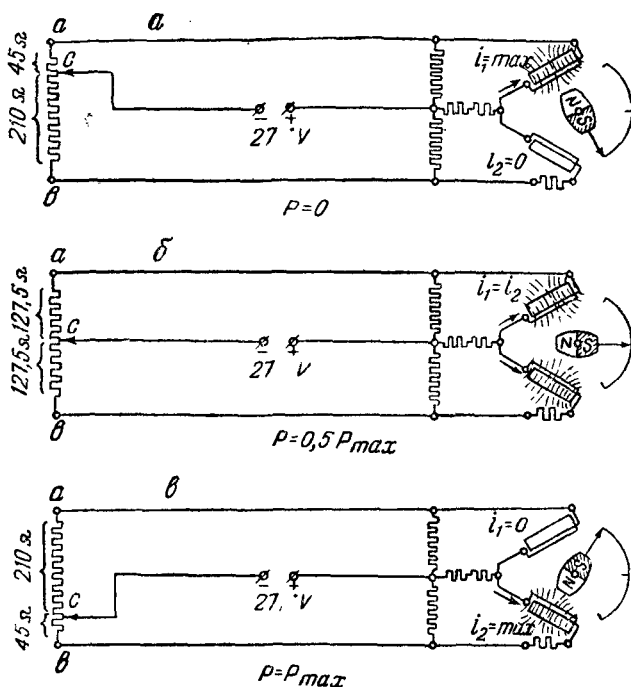
Измеряемое давление, %	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Сопротивление $ac$ , $\Omega$	45	61,5	78	94,5	111	127,5	144	160,5	177	193,5	210
Сопротивление $bc$ , $\Omega$	210	193,5	177	160,5	144	127,5	111	94,5	78	61,5	45

ным постоянным магнитом  $M$ , вращающимся в магнитном поле двух неподвижных рамок I и II, расположенных под углом  $120^\circ$  друг к другу. Действие логометра основано на свойстве вращающегося магнита устанавливаться по направлению оси результирующего магнитного поля, создаваемого рамками при протекании в них электрического тока. Рамки включены в симметричную мостовую схему, отличающуюся от обычного моста Уитстона наличием добавочной полудиagonали (сопротивления  $r_3$  и  $r_4$ ).

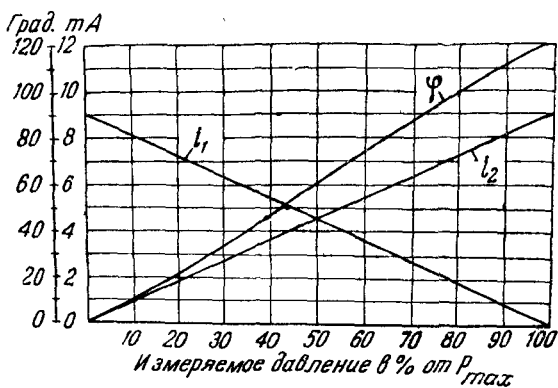
Участки реостата  $ac$  и  $bc$  образуют два переменных плеча моста Уитстона. Два других плеча  $r_1$  и  $r_2$  являются постоянными. Сопротивление  $r_3$  дополняет сопротивление рамки II до величины, равной сопротивлению рамки I (рамки имеют равное число витков, но различное сопротивление).

При включении в диагональ моста источника питания в рамках логометра протекают электрические токи, соотношение которых зависит от измеряемого давления. Например, при отсутствии давления ( $p=0$ ) ток в рамке I имеет наибольшее значение, а ток в рамке II отсутствует (фиг. 225,а). В этом случае магнитное поле создается только рамкой I и магнит располагается вдоль оси рамки I, а стрелка указывает отсутствие давления. С увеличением давления контакт  $c$  приближается к точке  $b$ , в результате чего ток в рамке I уменьшается, а в рамке II увеличивается.

Соответственно изменению электрических токов магнитный поток рамки I уменьшается, а поток рамки II увеличивается. При этом ось результирующего магнитного поля поворачивается. В этом же направлении поворачивается магнит со стрелкой, указывающей увеличение давления. Когда давление достигает среднего значения ( $p=0,5 p_{\max}$ ), мостовая схема делается полностью симметричной и токи, протекающие в рамках I и II, равны между собой. В этом случае ось результирующего маг-



Фиг. 225. Действие логометра при увеличении измеряемого давления.

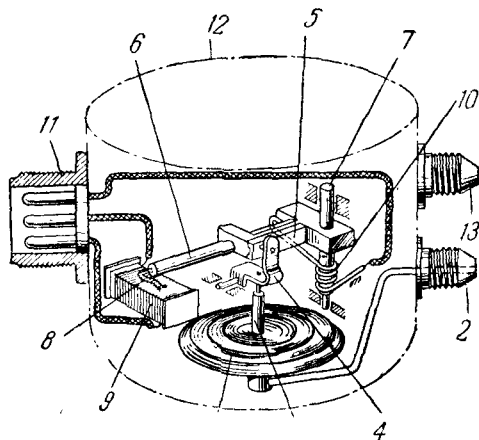


Фиг. 226. Зависимость токов в рамках и угла поворота стрелки ЭДМУ от измеряемого давления.

нитного поля расположена симметрично (под равными углами) к осям рамок I и II (фиг. 225,б).

При максимальном значении измеряемого давления ( $p = p_{\max}$ ) ток в рамке I уменьшается до нуля и магнит располагается вдоль оси рамки II, а стрелка указывает наибольшее давление (фиг. 225,в).

На фиг. 226 показана зависимость токов в рамках и угла поворота стрелки от измеряемого давления. При изменении на-



Фиг. 227. Кинематическая схема приемника низкого давления ЭДМУ-1 и ЭДМУ-3:

1—упругая коробка, 2—динамический штуцер, 3—шток, 4—рычаг-качалка, 5—поводок, 6—щеткодержатель, 7—ось, 8—скользящий контакт (щетка), 9—реостат, 10—возвратная пружина, 11—штепсельная вилка, 12—корпус, 13—статический штуцер.

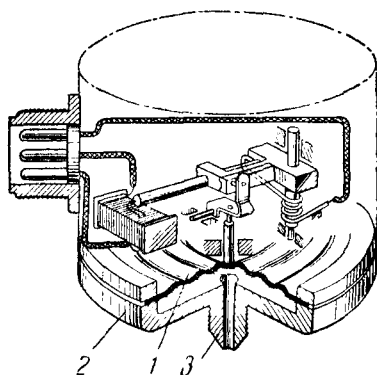
пряжения источника питания токи  $i_1$  и  $i_2$  пропорционально изменяются, но угол поворота стрелки логометра остается неизменным, так как направление результирующего магнитного поля определяется только соотношением токов  $i_1$  и  $i_2$  независимо от их абсолютной величины.

При отключении источника питания стрелка логометра возвращается к нулю шкалы при помощи дополнительного неподвижного магнита  $m$ , взаимодействующего с основным подвижным магнитом  $M$  (см. фиг. 224).

Сопротивление соединительных проводов весьма мало по сравнению с сопротивлением остальных элементов схемы и поэтому не влияет на показания логометра. Для компенсации температурных погрешностей, происходящих из-за изменения сопротивления рамок логометра, сопротивление  $r_3$  выполняется из медной проволоки.

Конструкция приемников давления. Кинематическая схема приемника низкого давления (ЭДМУ-1 и ЭДМУ-3) показана на фиг. 227.

Чувствительным элементом ЭДМУ-1 и ЭДМУ-3 является упругая коробка 1, воспринимающая измеряемое давление через динамический штуцер 2. При увеличении давления коробка 1 расширяется и толкает шток 3, нажимающий на одно из плеч прямоугольного рычага — качалки 4. При этом качалка поворачивается и перемещает другим своим плечом поводок 5, скрепленный со щеткодержателем 6. Поводок вместе со щеткодержателем поворачивается вокруг оси 7, причем подвижной контакт В (щетка) скользит по реостату 9.



Фиг. 228. Кинематическая схема приемника высокого давления ЭДМУ:

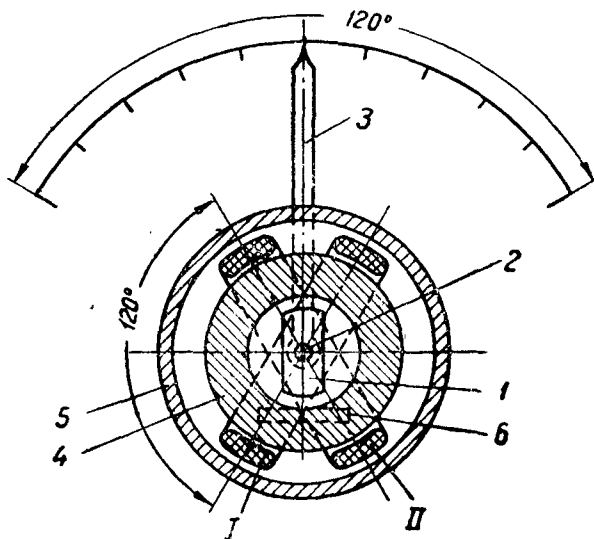
1 — мембрана, 2 — основание, 3 — штуцер.

Обратный ход механизма при уменьшении давления обеспечивается возвратной пружиной 10, расположенной на оси поводка.

Возвратная пружина изолирована от металлических частей и служит одновременно в качестве токоподвода к подвижному контакту. Концы реостата и возвратная пружина соединены электрическими проводами с контактами вилки 11. Чувствительный элемент и механизм приемника смонтирован внутри алюминиевого герметичного корпуса 12. Статический штуцер 13 служит для соединения внутренней полости корпуса со статическим давлением или противодавлением (в зависимости от схемы монтажа). Перемещение контакта по реостату пропорционально разности давлений, подаваемых в штуцеры 2 и 13.

Кинематическая схема приемников высокого давления (6 кг/см<sup>2</sup> и выше) показана на фиг. 228. В приемниках высокого давления чувствительным элементом служит гофрированная мембрана 1, герметично закрепленная в основании 2. Давление подается в полость основания через штуцер 3. В остальном конструкция приемника полностью соответствует приемникам ЭДМУ-1 и ЭДМУ-3.

Конструкция указателя. Основным элементом указателя ЭДМУ является логометр унифицированного типа (фиг. 229). Подвижная система логометра состоит из плоского железоникельалюминиевого магнита 1, посаженного на цилиндрической оси 2. На той же оси укреплена стрелка 3. На концах оси имеются кобальтвольфрамовые керны, опирающиеся на агатовые подпятники.



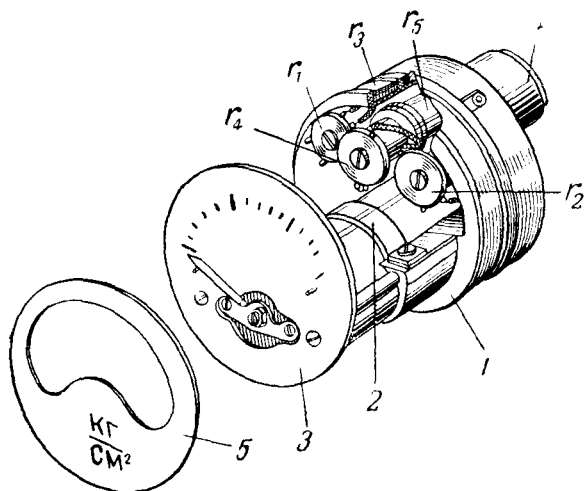
Фиг. 229. Схема унифицированного логометра ЭДМУ:  
1—вращающийся магнит, 2—ось, 3—стрелка, 4—демпфер, 5—экран,  
6—неподвижный магнит, I и II—рамки.

Подвижная система расположена внутри медного демпфера 4. При колебаниях подвижной системы в демпфере наводятся токи Фуко, тормозящие движение магнита, что приводит к успокоению колебаний. Демпфер охватывается двумя прямоугольными рамками I и II, расположенными под углом  $120^\circ$  друг к другу. Рамки изготовлены из медного провода и имеют одинаковое число витков. Рамки окружены кольцевым железным экраном 5, защищающим логометр от влияния внешних магнитных полей.

Возвращение стрелки на нуль при выключенном питании обеспечивается дополнительным постоянным магнитом 6, неподвижно закрепленным в передней части логометра.

Однострелочный указатель ЭДМУ (фиг. 230) имеет бакелитовое основание 1, к которому крепится логометр при помощи стальной ленты 2. С передней стороны основания на двух стойках укреплен циферблат 3 с нанесенной на нем шкалой.

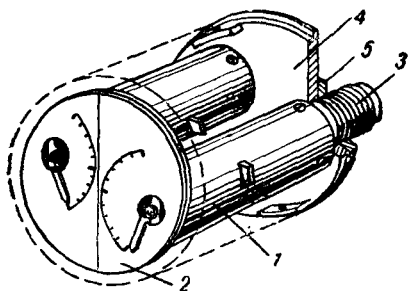
Указатели ЭДМУ различных типов отличаются друг от друга только градуировкой шкалы. В задней части основания имеется мостик, на котором смонтированы четыре катушки с



Фиг. 230. Однострелочный указатель ЭДМУ:

1—основание, 2—лента, 3—циферблат, 4—штепсельная вилка, 5—экран,  $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4, \Gamma_5$ —катушки сопротивления.

сопротивлениями  $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_4$  и  $\Gamma_5$ . Сопротивление  $\Gamma_3$  намотано на цилиндрической части основания. На задней стороне основания укреплена трехконтактная вилка 4, соединенная с катушками и рамками логометра согласно схеме фиг. 224. Указатель заключен в железный брызго-непроницаемый кожух диаметром 60 мм. Спереди в кожух вмонтировано стекло, под которым расположен экран 5 с обозначением измеряемой величины.



Фиг. 231. Сдвоенный указатель ЭДМУ:

1—экран, 2—циферблат, 3—штепсельная вилка, 4—основание, 5—гайка.

В комбинированных указателях 2ЭДМУ (фиг. 231) применяется такой же логометр, с той разницей, что сопротивления  $\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4$  и  $\Gamma_5$  расположены в задней части логометра. Логометр закрыт цилиндрическим экраном 1. С передней стороны к экрану прикреплен циферблат 2 со шкалой, а с задней стороны — трехконтактная вилка 3. Логометр вместе с циферблатом и вилкой

образует легкоъемный патрон. Крепление патрона к основанию 4 осуществляется посредством гайки 5. На общем основании указателя может быть смонтировано два, три или четыре патрона. Соответственно этому комбинированный указатель имеет две, три или четыре контактных вилки.

Диаметр корпуса комбинированного указателя 80 мм.

Благодаря легкоъемности патронов указатель может быть укомплектован логометрами с различными сочетаниями диапазонов измерения.

Основные характеристики возможных вариантов ЭДМУ приведены в табл. 14.

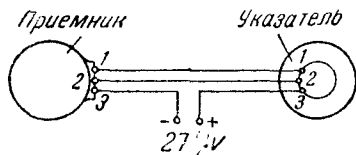
Таблица 14

## Основные характеристики возможных вариантов ЭДМУ

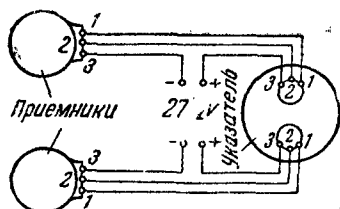
Тип прибора	Диапазон измерения кг/см <sup>2</sup>	Рабочий участок кг/см <sup>2</sup>	Допускаемая перегрузка кг/см <sup>2</sup>
ЭДМУ-1	0 ÷ 1	0 ÷ 0,6	1,5
ЭДМУ-3	0 ÷ 3	0,6 ÷ 2,4	5
ЭДМУ-6	0 ÷ 6	1 ÷ 5	9
ЭДМУ-10	0 ÷ 10	4 ÷ 9	15
ЭДМУ-15	0 ÷ 15	4 ÷ 12	22,5
ЭДМУ-25	0 ÷ 25	6 ÷ 25	37
ЭДМУ-80	0 ÷ 80	5 ÷ 60	100
ЭДМУ-100	0 ÷ 100	0 ÷ 80	150
2ЭДМУ-2	0 ÷ 2	0,4 ÷ 1,6	3
2ЭДМУ-15	0 ÷ 15	4 ÷ 12	22,5
2ЭДМУ-80	0 ÷ 80	10 ÷ 60	100
3ЭДМУ-80	0 ÷ 80	10 ÷ 60	100

Инструментально-шкаловые погрешности в рабочем участке шкалы при нормальной температуре окружающей среды не превышают  $\pm 4\%$  от предела измерений.

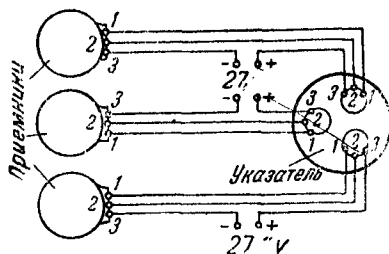
**Лабораторная проверка.** Лабораторная проверка электрических манометров типа ЭДМУ производится на таких же установках, как и проверка обычных гидравлических манометров. Для приведения прибора в действие указатель соединяют с приемниками и источником питания по соответствующей электросхеме (фиг. 232, 233, 234).



Фиг. 232. Электрическая схема монтажа однострелочного манометра типа ЭДМУ.



Фиг. 233. Электрическая схема монтажа двохстрелочного манометра типа 2ЭДМУ.



Фиг. 234. Электрическая схема монтажа стрелочного манометра типа 3ЭДМУ.

**Монтаж ЭДМУ.** Приемники монтируют на двигателе в таком месте, где вибрация не слишком велика (не более 10 g). Приемники низкого давления крепят за ушко болтом диаметром 10 мм. После затягивания гайку контрят контргайкой или проволокой. Динамический штуцер приемников, окрашенный в желтый цвет, соединяется медным или алюминиевым трубопроводом 4×6 мм с измеряемым давлением.

Статический штуцер соединяется таким же трубопроводом со статической магистралью или с противодавлением в зависимости от назначения прибора.

Перед соединением трубопровод развальцовывают, предварительно надев на его конец накидную гайку и ниппель. После затягивания гайку контрят проволокой. Приемники высокого давления крепят при помощи гайки М 18×1,5. Давление подводится трубопроводом 4×6 мм.

В одном из вариантов приемник ЭДМУ-15 крепится за ушко к специальному штуцеру. В этом случае приемник крепится при помощи вспомогательного штуцера и двух фибровых прокладок, а давление от штуцера подается к приемнику непосредственно через крепежное ушко по внутреннему каналу в основании приемника.

Указатель однострелочного типа крепится к приборной доске посредством стандартного крепежного кольца диаметром 60 мм.

Комбинированные указатели крепятся кольцом диаметром 80 мм.

Приемники соединяют с указателем по схемам, показанным на фиг. 232, 233, 234. Монтаж электропроводки выполняется проводом марки ЛПРГС сечением 0,75 мм<sup>2</sup>.

По окончании монтажа необходимо тщательно проверить правильность соединений согласно электрической схеме. Необходимо также проверить герметичность соединений трубопроводов и определить ток, потребляемый каждым комплектом (для однострелочного манометра — не более 0,1 А).

### § 36. Дистанционный двухстрелочный электрический тахометр ТЭ-22

**Назначение и принцип действия.** Тахометр предназначается для определения скорости вращения коленчатого вала авиационного двигателя. Летчик должен знать скорость вращения коленчатого вала для выбора правильного режима работы двигателя.

По принципу действия тахометры делятся на механические, центробежные, часовые, фрикционные, электрические и т. д.

Хорошие результаты показали в эксплуатации магнитные тахометры. Принцип действия приборов этой системы основан на явлении Араго, заключающемся в том, что вращающийся магнит увлекает за собой всякое металлическое тело, благодаря взаимодействию поля магнита с полем токов Фуко, возникающих в этом теле.

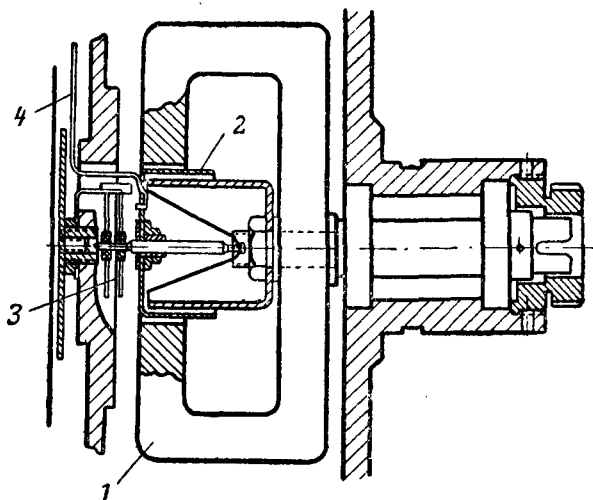
Одна из конструкций магнитного тахометра представлена на фиг. 235. Здесь в поле вращающегося магнита 1 расположен металлический колпачок 2 цилиндрической формы, который удерживается от вращения волоском 3. При вращении магнита в колпачке индуцируются токи Фуко, взаимодействие которых с магнитным полем создает вращающий момент, пропорциональный измеряемой скорости вращения. Колпачок с укрепленной на нем стрелкой 4 поворачивается в сторону вращения магнита до тех пор, пока электромагнитный момент не уравновесится моментом волоска. Угол поворота колпачка пропорционален измеряемой скорости.

Температурная компенсация в магнитных тахометрах осуществляется путем применения магнитного шунта или выбором материала для колпачка, магнитов и волоска.

Магнитные тахометры обычно соединяют с двигателем при помощи гибкого вала. Увеличение размеров современных самолетов и удаление двигателей от экипажа на значительное расстояние вызвало необходимость сконструировать дистанционный тахометр типа ТЭ-22, в котором сохранены хорошие каче-

ства магнитного тахометра, и в то же время этот прибор удовлетворяет требования дистанционности.

На двигателе самолета устанавливается датчик-генератор трехфазного переменного тока, частота которого пропорциональна числу оборотов двигателя. Указатель представляет собой магнитный тахометр, связанный с осью синхронного электрического моторчика. Будучи связан с генератором тремя соединительными проводами, моторчик вращается со скоростью,



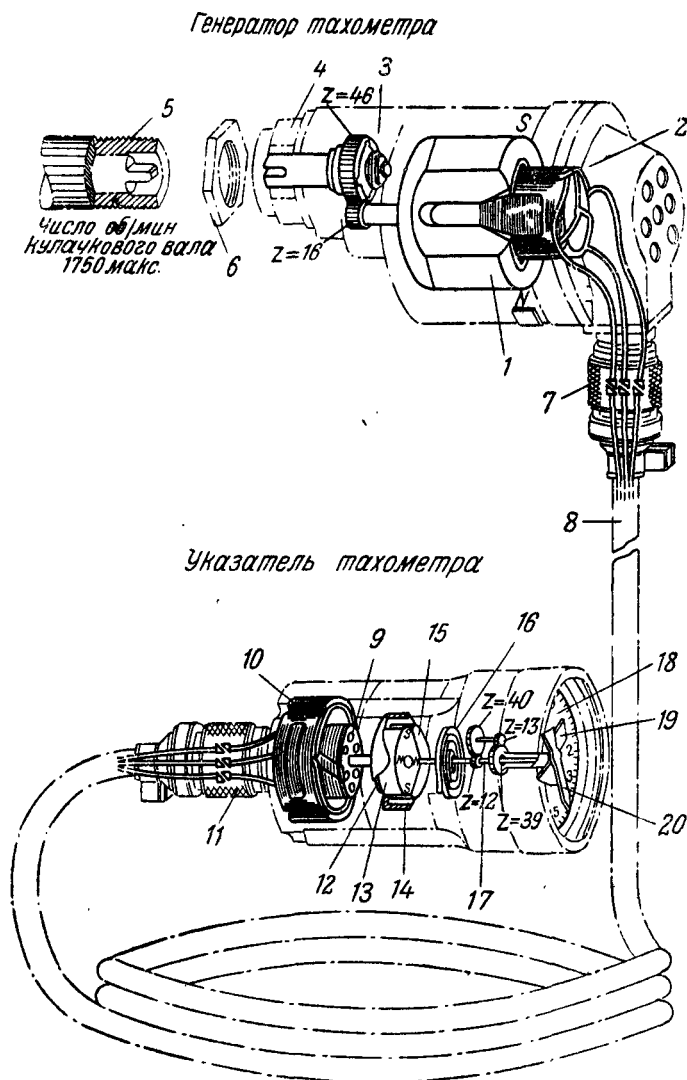
Фиг. 235. Магнитный тахометр.

пропорциональной числу оборотов авиационного двигателя, и стрелка тахометра показывает число оборотов коленчатого вала двигателя в минуту.

Дистанционный электрический тахометр ТЭ-22 предназначен для измерения числа оборотов коленчатого вала двигателя в пределах от 0 до 3500 об/мин; рабочий диапазон прибора лежит в пределах от 400 до 3000 об/мин.

**Конструкция.** Кинематическая схема тахометра ТЭ-22 изображена на фиг. 236.

В качестве датчика прибора использован трехфазный генератор с вращающимся колоколообразным постоянным магнитом 1 и неподвижным трехфазным статором 2. При вращении магнита в обмотке статора возникает трехфазный переменный ток с частотой, равной числу оборотов магнита. Ось вращающегося магнита связана через повышающий редуктор со штуцером кулачкового вала авиационного двигателя.

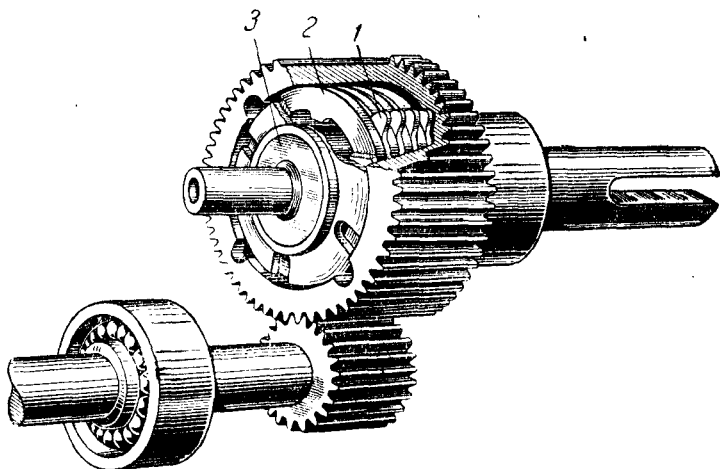


Фиг. 236. Кинематическая схема тахометра ТЭ-22:

1—ротор генератора, 2—статор генератора, 3—дисковый фрикцион, 4—накидная гайка, 5—штуцер кулачкового вала мотора, 6—контргайка, 7—штепсельное соединение, 8—трехжильный кабель, 9—ротор мотора, 10—статор мотора, 11—штепсельное соединение, 12—термокомпенсатор, 13—магнит, 14—магнитный экран, 15—чувствительный элемент, 16—волосок, 17—зубчатая передача, 18—шкала тахометра, 19—стрелка отсчета тысяч оборотов, 20—стрелка отсчета десятков и сотен оборотов.

В эту связь введен дисковый фрикцион 3, смягчающий резкие толчки при быстром изменении оборотов двигателя. Фрикцион выполнен в виде дисков 1 (фиг. 237), связанных с шестерней, и дисков 2, связанных с валиком. Сцепление дисков происходит посредством трения. Регулирование нажатия дисков 1 осуществляется гайкой 3.

Ток от генератора по трехжильному кабелю 8 (см. фиг. 236) поступает в трехфазный статор 10 синхронного мотора указа-



Фиг. 237. Устройство фрикциона тахометра ТЭ-22:

1—диски, связанные с шестерней, 2—диски, связанные с валиком, 3—гайка, регулирующая нажатие.

теля. В обмотке статора возбуждается вращающееся магнитное поле, скорость вращения которого всегда равна скорости вращения ротора генератора.

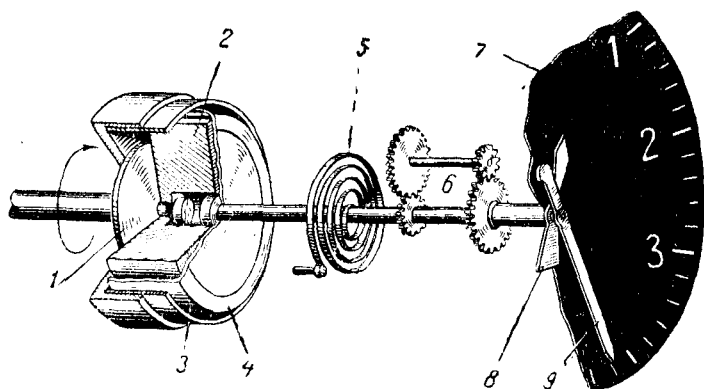
Ротор 9 мотора, изготовленный из трансформаторной стали, имеет явно выраженные полюсы и клетку Лесблана, предназначенную для запуска. Скорость ротора двигателя после впадения в синхронизм равна скорости ротора генератора и зависит только от скорости вращения авиационного двигателя.

На валу мотора укреплен круглый магнит 13 с двумя парами полюсов. Магнит окружен магнитным экраном 14 в форме кольца. В зазоре между магнитом и экраном помещается чувствительный элемент 15 тахометра в виде колпачка. Последний изготовлен из сплава, имеющего небольшой температурный коэффициент электрического сопротивления (фиг. 238).

Для устранения температурной ошибки служит термокомпенсационная шайба, обладающая переменной магнитной про-

нищаемостью, которая сильно уменьшается с увеличением температуры. При неизменной температуре окружающей среды шунт отсасывает на себя часть магнитного потока и тем самым уменьшает рабочий магнитный поток в зазоре между четырех-полюсным магнитом и чувствительным элементом.

При увеличении температуры рабочий магнитный поток в зазоре увеличится за счет уменьшения отсасывания потока шунтом и, наоборот, при уменьшении температуры магнитный по-



Фиг. 238. Тахометрический узел:

1—термокомпенсатор, 2—магнит, 3—магнитный экран, 4—чувствительный элемент, 5—волосок, 6—зубчатая передача, 7—шкала тахометра, 8—стрелка отсчета тысяч оборотов, 9—стрелка отсчета десятков и сотен оборотов.

ток в зазоре уменьшится, так как увеличится отсасывание потока шунтом.

Эти изменения рабочего потока в зазоре, создаваемые термокомпенсатором, соответствуют по величине и по времени изменениям электросопротивления чувствительного элемента, сохраняя почти неизменной величину вращающего момента чувствительного элемента.

При вращении магнита указателя в чувствительном элементе прибора возникают токи Фуко, которые, взаимодействуя с магнитным потоком магнита, вызывают вращающий момент, направленный в сторону вращения магнита. Этот вращающий момент пропорционален числу оборотов магнита, а следовательно, и числу оборотов авиационного двигателя.

Чувствительный элемент при повороте скручивает помещенный на оси указателя волосок 5. Этот волосок создает момент, противодействующий вращающему моменту чувствительного элемента. Волосок возвращает стрелки в нулевое положение при прекращении работы генератора. Компенсация температурных

изменений модуля упругости волоска и магнитной проницаемости магнитной цепи отсутствует, так как эти изменения малы и, кроме того, погрешности от этих изменений взаимно уничтожаются. Максимально допустимый угол закручивания волоска равен 3,5 оборота ( $1260^\circ$ ).

Благодаря прямолинейной характеристике волоска угол поворота оси чувствительного элемента пропорционален числу оборотов датчика. Стрелки, связанные с осью чувствительного элемента через систему шестерен, показывают на шкале величину угла поворота чувствительного элемента. Шкала отградуирована непосредственно в числах оборотов в минуту коленчатого вала авиационного двигателя. Большая стрелка служит для отсчета сотен и десятков оборотов с точностью до 20 об/мин; малая — для отсчета тысяч оборотов. Цифры шкалы нужно умножать на 100 при отсчете по большой стрелке и на 1000 при отсчете на малой стрелке. Шкала указателя окрашена в черный цвет и имеет оцифровку от 0 до 9; шкала равномерная с ценой деления 20 об/мин. На фиг. 239 малая стрелка расположена между цифрами 1 и 2, а большая находится на первом делении после цифры 8, следовательно, тахометр показывает 1820 об/мин.



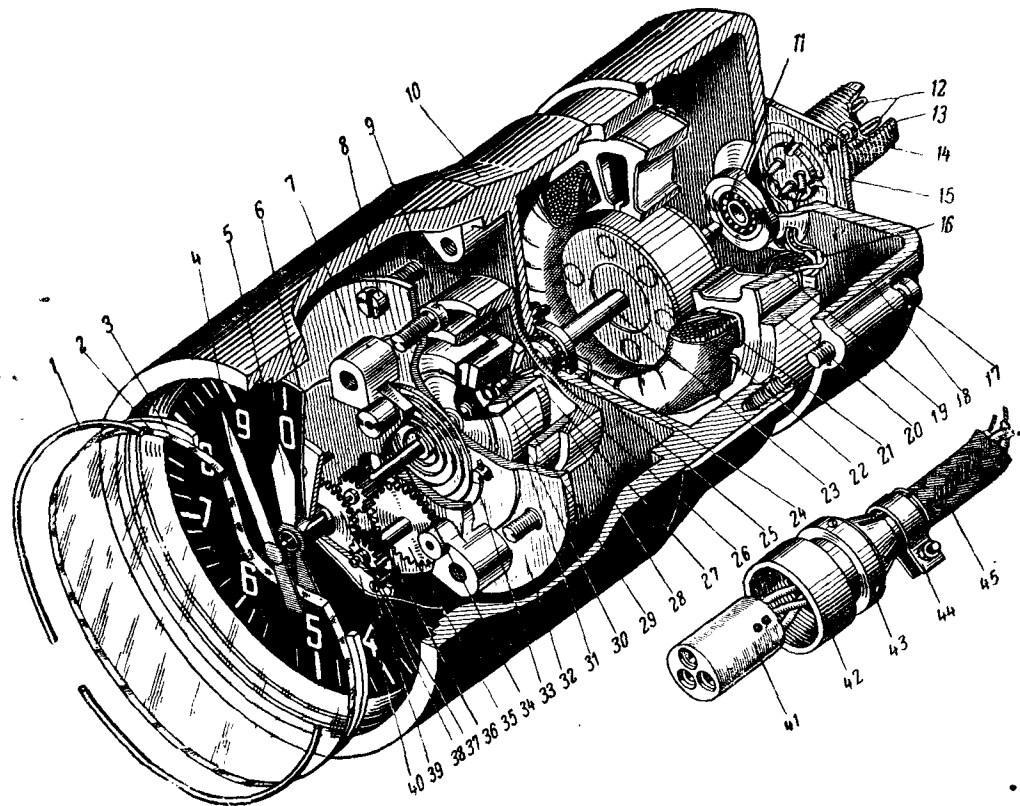
Фиг. 239. Шкала указателя тахометра ТЭ-22.

Указатель тахометра помещен в силуминовый корпус диаметром 60 мм. Датчик-генератор соединяют с указателем тремя проводами марки ЛПРГС или одним трехжильным проводом марки ЛПРГСЭ сечением  $0,75 \text{ мм}^2$ , длиной до 25 м. При необходимости удлинения соединительных проводов площадь сечения проводов должна быть увеличена настолько, чтобы общее их сопротивление не превышало 3  $\Omega$ . Провода присоединяются к датчику и указателю при помощи штепсельных вилок. На фиг. 240 показано конструктивное выполнение указателя тахометра ТЭ-22.

Монтаж тахометра. В первое время после выпуска прибора датчик-генератор тахометра устанавливали непосредственно на двигателе и крепили посредством накидной гайки к штуцеру кулачкового валика правого вращения. Так как генератор находился на весу, то вследствие весьма сильной вибрации авиационного двигателя часто были поломки прибора и штуцера кулачкового вала.

Теперь для крепления генератора тахометра его устанавливают на специальную подставку (фиг. 241) и присоединяют к кулачковому валику правого вращения через гибкий валик, входящий в комплект прибора. Гибкий валик следует распола-

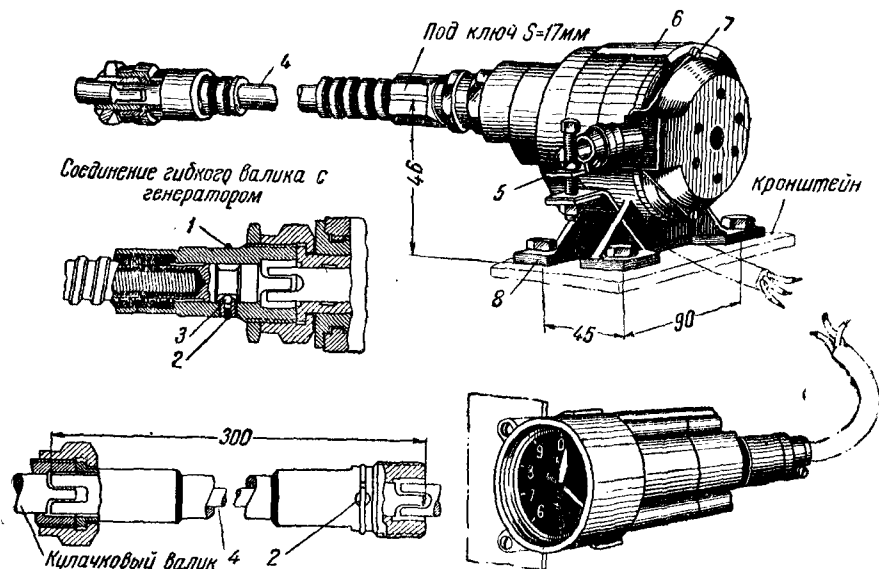
Фиг. 240. Указатель тахометра ТЭ-22:



- 1—пружинное кольцо, 2—стекло, 3—резиновая прокладка, 4—большая стрелка, 5—малая стрелка, 6—шкала, 7—основание, 8—винт пластинки, 9—винт основания, 10—корпус, 11—шарикоподшипник, 12—контакты штепсельного разъема, 13—штепсельный разъем, 14—винт фланца, 15—фланец, 16—электропровода, 17—винт, 18—задняя крышка корпуса, 19—сердечник статора, 20—обойма статора, 21—обмотка статора, 22—ротор, 23—вал ротора, 24—шайба подшипника, 25—шарикоподшипники, 26—термокомпенсационная шайба, 27—магнит, 28—основание экрана, 29—гайка магнита, 30—экран, 31—колпачок, 32—пластинка, 33—противодействующая пружинка, 34—ось колпачка, 35—шестерня, 36—тринка большой стрелки, 37—шестерня малой стрелки, 38—тринка, 39—винт пластинки, 40—пластинка, 41—штепсель, 42—накидная гайка, 43—стопорное кольцо, 44—хомут, 45—трехжильный провод в оплетке.

гать по прямой линии. Допускается смещение между направлениями осей кулачкового и гибкого валиков не более 50 мм.

Гибкий валик длиной 300 мм и диаметром 6 мм имеет правую навивку и, следовательно, может правильно работать только в том случае, когда наружный слой закручивается. При монтаже следует предусмотреть, чтобы расстояние между торцом штуцера на двигателе и торцом втулки генератора при растя-



Фиг. 241. Монтаж датчика тахометра ТЭ-22:

1 - кольцо, 2 - виты, 3 - шарики, 4 - гибкий валик, 5 - гайка, 6 - хомут, 7 - винт, 8 - подставка.

нутой оболочке гибкого вала было на 3—5 мм меньше всей длины гибкого валика.

На одном конце гибкий валик имеет гнездо для присоединения к штуцеру кулачкового валика двигателя, а на другом — лопатку для присоединения к генератору тахометра. Сперва присоединяют гибкий валик к штуцеру кулачкового валика двигателя, завернув доотказа накидную гайку. После этого присоединяют второй конец гибкого валика к генератору.

Для предотвращения закручивания или раскручивания оболочки гибкого валика следует при наворачивании накидной гайки генератора на штуцер фиксировать положение ее ключом размером  $S=17$  мм. Для предохранения накидных гаек от самоотвертывания их контрят посредством контргаек.

Генератор укрепляют на подставке посредством хомута. Подставку привертывают к кронштейну болтами размером 6 мм.

Для предохранения болтов от саморазвертывания их контрят контргайками.

Во время крепления генератора завертывают гайку 5, следя за тем, чтобы лапа хомута 6 плотно прилегала к генератору, а вырез лапы охватывал головку винта 7.

Периодически, через каждые 20 час. работы гибкого валика, его следует разбирать, промывать бензином и осматривать для выявления повреждений наружного слоя и мест пайки. Для разборки гибкого вала сдвигают кольцо 1, вывертывают три винта 2, вынимают три шарика 3 и вытаскивают гибкий валик 4 из оболочки. В случае отсутствия повреждений гибкий валик смазывают тонким слоем масла марки КВ и вставляют в гибкую оболочку.

Винты 2, предохраняющие шарики от выпадения, вывертывают так, чтобы между шариком 3 и канавкой наконечника был небольшой зазор. При этом шлиц каждого винта должен служить продолжением наружной канавки (проточки) штуцера, тогда кольцо, расположенное в канавке, предохранит винты от саморазвертывания. После этого, провертывая валик, проверяют, насколько свободно он вращается. При заедании валика необходимо вывернуть винты на 1—2 оборота.

Указатель тахометра ТЭ-22 устанавливают на приборной доске самолета в специально вырезанном для этого отверстии и крепят стандартным кольцом диаметром 60 мм.

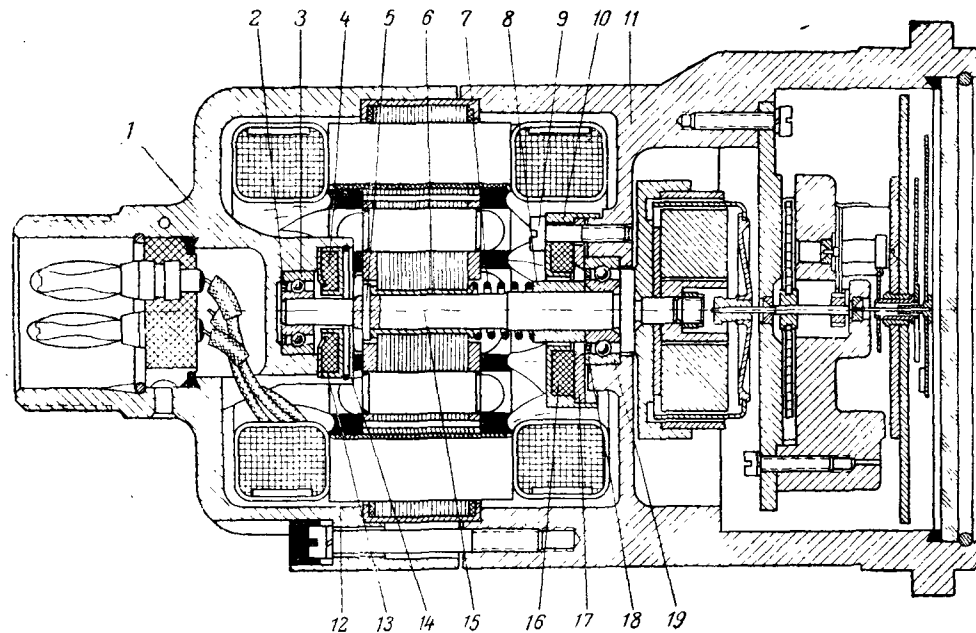
Штепсельные соединения тахометра ТЭ-22 такие же, как и у термометра ТМЭ-41, и зарядка проводника производится, как описано на стр. 238.

Погрешности комплекта. Погрешность тахометра в рабочем диапазоне при  $+20^{\circ}\text{C}$  не превышает  $\pm 35$  об/мин, а при  $+50^{\circ}\text{C}$  и  $-35^{\circ}\text{C}$  не превышает  $\pm 70$  об/мин. После прекращения работы авиационного двигателя большая стрелка указателя может не доходить до нуля на три деления, причем при постукивании этот недоход уменьшается до одного деления.

Указатель тахометра ТЭ-44. Указатель тахометра ТЭ-44 представляет собой модернизированный указатель тахометра ТЭ-22. Модернизация коснулась лишь конструкции подшипников прибора. Указатель ТЭ-44 отличается от указателя ТЭ-22 тем, что в подшипники ТЭ-44 введены фетровые прокладки, обеспечивающие смазку шарикоподшипников в течение гарантийного срока службы прибора. Кроме того, подшипники ТЭ-44 имеют колпачки для предохранения от попадания конденсирующейся влаги; в шарикоподшипники запрессованы разрезные кольца, предохраняющие шарики от выпадения.

На фиг. 242 показан разрез указателя ТЭ-44.

Указатель тахометра ТЭ-45. Указатель тахометра ТЭ-45 является дальнейшей модернизацией указателей ТЭ-22

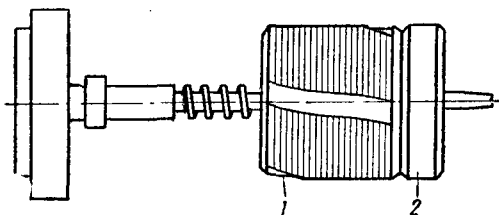


Фиг. 242. Указатель  
тахометра ТЭ-44.

1—крышка, 2—кольцо раз-  
резное, 3—подшипник, 4—  
фетровая прокладка, 5—  
штифт, 6—втулка, 7—пру-  
жина, 8—упорная втулка,  
9—винт, 10—колпачок боль-  
шого шарикоподшипника,  
11—корпус, 12—шайба, 13—  
колпачок малого шарико-  
подшипника, 14—разрезное  
кольцо, 15—валик, 16—  
фетровая прокладка, 17—  
крышка подшипника, 18—  
кольцо разрезное, 19—  
кольцо.

и ТЭ-44. Из-за недостаточного синхронизирующего момента в указателях ТЭ-22 и ТЭ-44 имели место случаи неустойчивой работы и выпадения ротора мотора из синхронизма при температурах ниже  $-30^{\circ}\text{C}$ . В указателе ТЭ-45 синхронизирующий момент увеличен в два раза.

Усиленный мотор указателя ТЭ-45 имеет два ротора, посаженных на одну ось (фиг. 243). Ротор 1 имеет беличью клетку,



Фиг. 243. Ротор мотора указателя ТЭ-45.

которая служит для асинхронного запуска. Ротор 2 представляет собой цилиндрический двухполюсный магнит длиной 5 мм из никельалюминиевой стали.

Статор усиленного мотора выполнен на 5,5 мм длиннее статора моторов указателей ТЭ-22 и ТЭ-44. В отличие от мотора указателей ТЭ-22 и ТЭ-44 усиленный мотор является типичным синхронным двигателем.

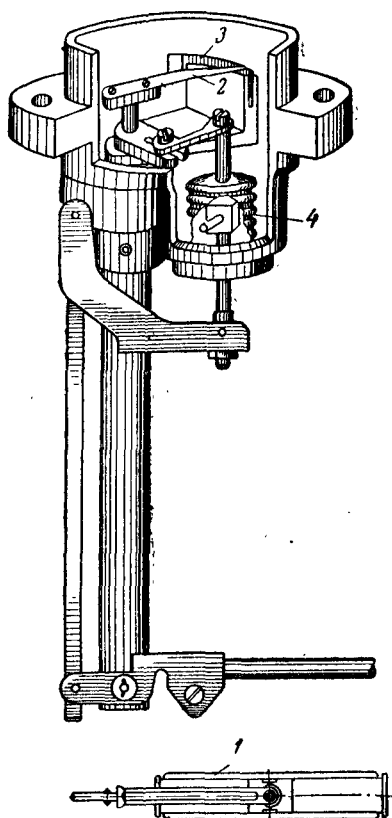
## § 37. Электрический дистанционный бензиномер БЭ-40

**Назначение и устройство.** Электрический бензиномер БЭ-40 предназначается для измерения количества горючего в баках самолета.

В отличие от гидростатического бензиномера бензиномер БЭ-40 является прибором постоянного действия, т. е. дает показания постоянно. Измерение количества бензина в баке основано на принципе преобразования измеряемой неэлектрической величины, т. е. высоты уровня бензина, в электрическую величину, воспринимаемую электроизмерительным прибором.

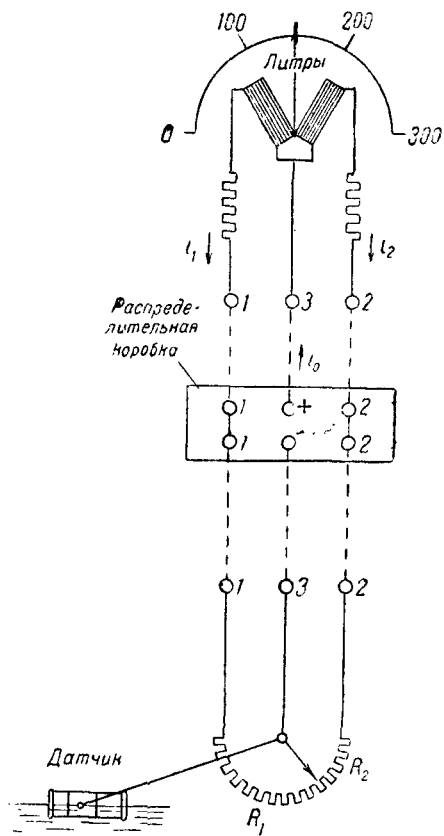
**Датчик и указатель бензиномера БЭ-40.** Датчик бензиномера (фиг. 244), устанавливаемый на бензиновом баке, состоит из поплавка, погруженного в бак, и потенциометра, ползунок которого связан с поплавком рычажной передачей. При перемещении поплавка ползунок потенциометра скользит по сопротивлению и занимает положение, соответствующее уровню горючего в баке.

Главной особенностью конструкции датчика является полная гарантия от проникновения паров бензина в камеру потенциометра. Для этого рычаг бензиномера, передающий перемещение поплавка к ползунку потенциометра, пропускают через



Фиг. 244. Разрез корпуса датчика бензиномера:

1—поплавок, 2—ползунок реостата, 3—потенциометр, 4—сифон.

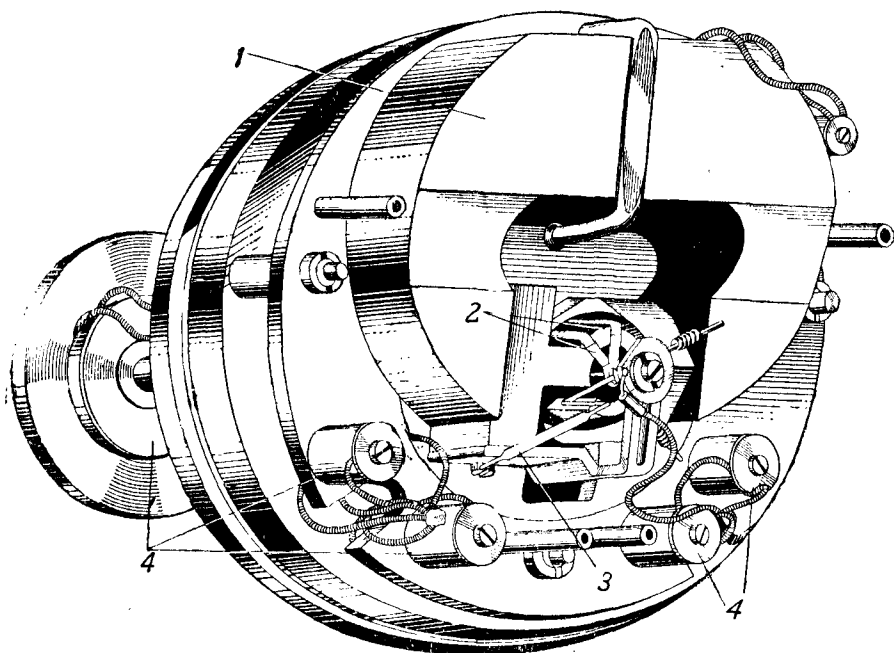


Фиг. 245. Схема соединения датчика бензиномера с указателем.

гибкую металлическую гофрированную трубку (сифон), обеспечивающую полную герметичность вывода; эластичный сифон не препятствует качанию рычага. Выводы от потенциометра датчика соединяются с указателем и источником питания согласно схеме фиг. 245. В качестве указателя здесь применен магнитоэлектрический логометр.

Как указано выше (стр. 227), логометр отличается от обычного гальванометра тем, что подвижная система его выполнена

в виде двух катушек, расположенных под некоторым углом. Ток подводится к подвижной системе при помощи трех волосков, имеющих весьма слабый момент по сравнению с вращающим моментом катушек подвижной системы. Благодаря этому стрелка прибора устанавливается только в зависимости от отношения силы токов, протекающих через катушки подвижной системы.



Фиг. 246. Указатель бензиномера БЭ-40 со снятой шкалой:

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

В приборе БЭ-40 отношение токов является функцией высоты уровня бензина в баке, следовательно, шкала логометра может быть отградуирована непосредственно в литрах.

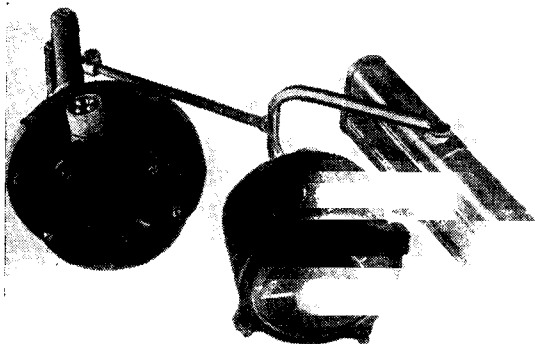
Для получения большей равномерности шкалы и большего расстояния между делениями вначале шкалы воздушный зазор между полюсными наконечниками и сердечником логометра делается неравномерным.

Полюсным наконечникам логометра, установленным в указателе бензиномера (фиг. 246), придана специальная форма, которая позволяет увеличить шкалу прибора до  $180^\circ$ .

Для уменьшения магнитного влияния указателя на компас и другие измерительные приборы, расположенные вблизи, а

также для устранения влияния внешнего магнитного поля на указатель на его корпус надевается железный экран.

При наличии на самолете нескольких баков датчики этих баков могут работать на один указатель. Для этого датчик присоединяется к указателю при помощи переключателя. В комплекте БЭ-40 (фиг. 247) применяется универсальный двухполюсный переключатель на 10 цепей. Поворотом рукоятки переключателя в обе стороны поочередно к логометру подключа-



Фиг. 247. Комплект бензиномера БЭ-40.

ются различные датчики. При положении рукоятки на отметке «выкл.» питание от всей схемы отключается.

Так как бензиновые баки различных самолетов имеют различную форму, то для каждого типа самолетов бензиномер БЭ-40 имеет свою тарировку, обозначаемую номером на датчике и на указателе: например, БЭ-490, БЭ-590 и т. д.

На различные по форме и объему баки одного самолета ставятся соответствующие датчики, которые отличаются формой потенциометра и величиной сопротивления; делается это для того, чтобы на одной шкале указателя можно было измерять количество горючего в различных по объему и форме баках. В пределах данного номера тарировки части комплекта БЭ-40 взаимозаменяемы.

Крышка датчика бензиномера БЭ-40 выполнена из плексигласа, заключенного в металлический ободок. Через эту прозрачную крышку можно наблюдать действие кинематической системы датчика и своевременно обнаруживать возможные дефекты. Крышка датчика БЭ-40 не связана с фланцем, поэтому всегда можно вскрыть и осмотреть датчик, не снимая его с бака.

На крышках каждого датчика БЭ-40 предусмотрена специальная шкала для контроля правильности работы комплекта бензиномера.

Погрешности комплекта. Показания указателя верны (в пределах установленной погрешности) только при горизонтальном полете самолета.

При эволюциях самолета не следует отсчитывать показаний, так как в этом случае погрешность будет значительно превышать предельные величины.

Для проверки бензиномера способом мерного слива или налива баков самолет следует устанавливать в линию полета.

Градуировочная погрешность комплекта при нормальной температуре  $+20^{\circ}\text{C}$  и напряжении источника питания  $27\text{ V}$  не превышает на нулевой отметке шкалы  $\pm 2,5\%$  и по всей шкале  $\pm 5\%$  от номинального значения шкалы логометра. При колебании напряжения источника питания от  $23$  до  $31\text{ V}$  дополнительная погрешность показаний логометра не превышает  $\pm 1\%$  от номинального значения шкалы.

При изменении температуры окружающей среды в пределах от  $-60$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  дополнительная погрешность не превышает  $0,5\%$  от номинального значения шкалы на каждые  $10^{\circ}\text{C}$  изменения температуры от нормальной ( $+20^{\circ}\text{C}$ ).

Электрический бензиномер БЭ-46. Электрический бензиномер БЭ-46 является модернизацией бензиномера БЭ-40. Модернизация коснулась лишь датчиков БЭ-40. В датчике БЭ-46 применен новый способ крепления стойки силфона, видоизменена конструкция верхней части корпуса (с наружными приливами), а также введена более жесткая конструкция крышки для обеспечения водонепроницаемости датчика.

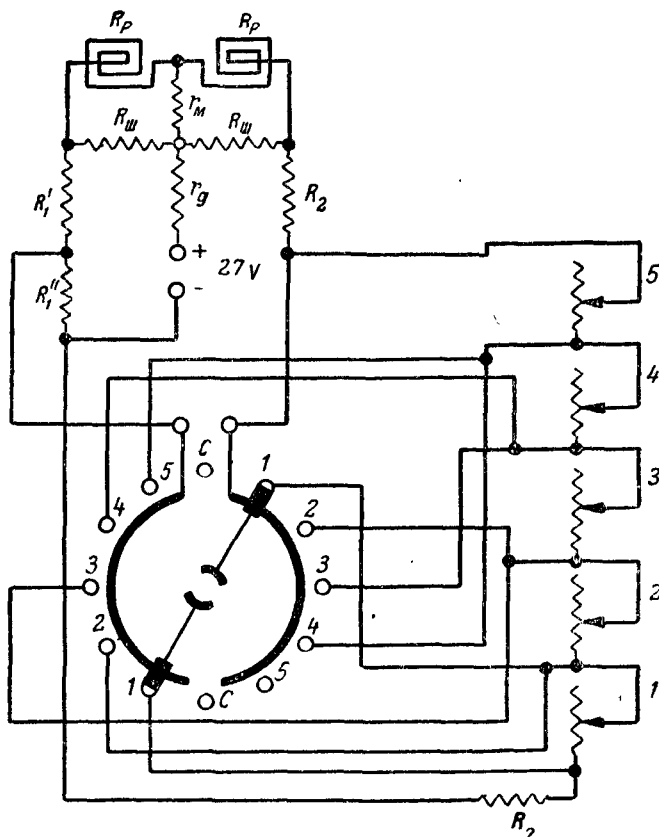
### § 38. Электрический дистанционный суммирующий бензиномер типа СБЭ-40

Назначение и устройство. На современном самолете имеются несколько баков. Описанный в предыдущем параграфе бензиномер типа БЭ-40 дает возможность определить количество горючего в каждом баке отдельно; для этого необходимо поочередно присоединять датчик каждого бака к измерителю. При этом для определения запаса горючего летчик должен запомнить и сложить в уме несколько трехзначных чисел. В условиях напряженной работы в воздухе это затруднительно.

Для определения суммы остатка горючего во всех баках самолета предназначен суммирующий электрический бензиномер СБЭ-40; его схема дает также возможность определить количество горючего в любом из баков самолета отдельно.

Принцип работы бензиномера СБЭ-40 такой же, что и у бензиномера БЭ-10. В качестве звена, преобразующего неэлек-

трическую измеряемую величину, т. е. высоту уровня бензина, в электрическую величину, используется реостатный датчик рычажного поплавкового типа, аналогичный датчику БЭ-40.



Фиг. 248. Принципиальная схема соединения датчиков и указателя суммирующего бензиномера СБЭ-40 с индивидуальным контролем для самолета с пятью баками.

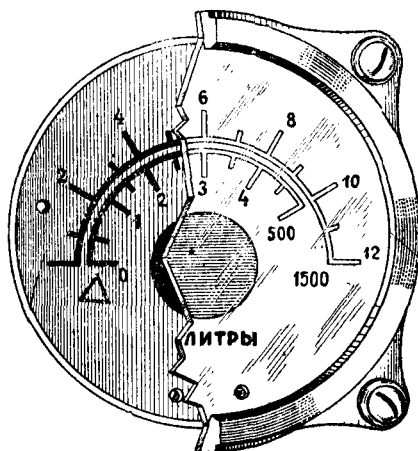
Перемещаясь, ползунки датчиков измеряют сопротивление каждого датчика при индивидуальном контроле и сумму сопротивлений датчиков в случае суммарного измерения количества бензина.

На фиг. 248 изображена схема СБЭ-40 с суммарным измерением и индивидуальным контролем.

В случае индивидуального контроля переключатель закорачивает все датчики, кроме измеряемого, и закорачивает также сопротивление  $R''_1$ .

В случае суммарного измерения (переключатель на контактах С) все сопротивления всех датчиков включены последовательно, и сопротивление  $R''_1$  оказывается включенным последовательно с сопротивлением  $R'_1$  и одной из рамок указателя.

В качестве указателя в комплекте СБЭ-40 применяется магнитоэлектрический логометр, который совершенно аналогичен



Фиг. 249. Шкала суммирующего бензиномера СБЭ-40 с индивидуальным контролем.

указателю БЭ-40 и работает также по принципу измерения отношения токов, протекающих через каждую из двух рамок прибора. Указатель имеет двойную шкалу: верхняя шкала служит для отсчета суммарного количества бензина, а нижняя — для проверки количества бензина в каждом баке (фиг. 249).

Датчик СБЭ-40 по конструкции ничем не отличается от датчиков приборов БЭ-40.

В комплекте СБЭ-40 применяется такой универсальный двухполюсный щеточный переключатель на 10 цепей, как и в комплекте БЭ-40.

В зависимости от того, для какого типа самолета предназначается комплект СБЭ-40, циферблат переключателя имеет различную оцифровку, соответствующую нумерации бензиновых баков или групп баков на самолете. При положении рукоятки на отметке «сумма» указатель измеряет суммарное количество бензина во всех баках.

Погрешности прибора СБЭ-40 те же, что и в комплекте БЭ-40, а на суммарной шкале допускаются погрешности до  $\pm 7\%$  номинального значения суммарной шкалы указателя.

Монтаж бензиномеров БЭ-40 и СБЭ-40 на самолете. Сечение соединительных проводов должно быть не менее 1—1,5 мм<sup>2</sup>. Общее сопротивление проводников, соединяющих датчики с логометром, не должно превышать 1 Ω.

Приборы рассчитаны на питание постоянным током напряжением 27 В, подводимым от бортовой сети самолета. Когда бензиномером не пользуются, комплект выключают при помощи однополюсного выключателя. В цепи бензиномера следует установить предохранитель на 200 мА.

Перед монтажом комплекта или при смене какой-либо части комплект тщательно осматривают, чтобы убедиться в отсутствии каких-либо внешних повреждений.

Проверяют на герметичность все поплавки датчиков, для чего их погружают в горячую воду с температурой 80—90° С. При этом из поплавков не должно выходить пузырьков воздуха. При обнаружении негерметичности поплавков запаивают, а затем проверяют вновь.

Проверяют отсутствие изгибов рычага и соответствие истинной длины рычага датчика длине, указанной в маркировке; исправность штепсельных вводов, т. е. отсутствие в них короткого замыкания, переменного контакта; проверяют надежность крепежных винтов, гаек, штифтов и т. д.

Не следует проворачивать рычаг датчика в хомутике. Если по каким-либо причинам рычаг повернулся и ось поплавка отклонилась от горизонтального положения при вертикально стоящем датчике, следует, ослабив винт хомутика, повернуть в соответствующее положение поплавков с рычагом, после чего закрепить винт хомутика.

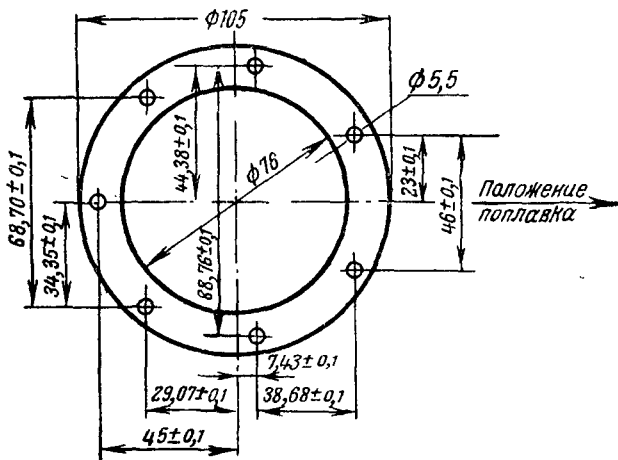
При установке датчика на бензиновом баке предусматривают защиту его от скопления на нем воды.

Датчик устанавливают на определенный бензиновый бак в соответствии с маркировкой, через специальное отверстие с фланцем для бензиномера. Внутренний диаметр фланца бака и разметка для болтов крепления датчика должны соответствовать размерам, показанным на фиг. 250.

Между фланцем бака и датчиком кладут входящие в комплект датчиков уплотнительные прокладки из листовой пробки общей толщиной 2—2,5 мм, пропитанные специальным герметизирующим составом; увеличение толщины прокладки свыше 2,5 мм может привести к увеличению погрешностей прибора. Уплотнительные прокладки служат для предотвращения протекания бензина из бака наружу.

Датчик крепят к фланцу бака семью болтами диаметром 5 мм. Крепежные болты, или шпильки, не должны проходить внутрь бака, так как при этом бензин может просачиваться наружу по резьбе.

Логометр и переключатель вставляют в специально вырезанные для них отверстия на приборном щитке и надежно закрепляют на месте.



Фиг. 250. Разметка шпилек или несквозных резьбовых отверстий на фланце бака для крепления датчика бензиномера.

Электрический монтаж комплекта бензиномера производят в соответствии с прилагаемой к каждому комплекту электрической монтажной схемой.

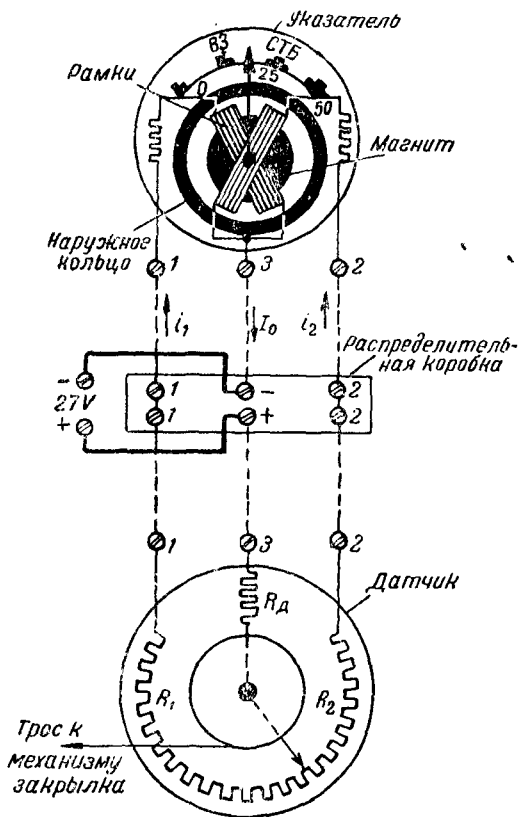
### § 39. Электрический указатель положения закрылков УЗ-40

**Назначение.** Современные самолеты, обладающие большим весом и несущие значительную нагрузку, требуют для взлета значительно большей подъемной силы, чем для поддержания горизонтального полета. При посадке, когда в целях безопасности нужно иметь минимальную посадочную скорость, также желательно увеличение подъемной силы.

Для увеличения подъемной силы при взлете и посадке плоскости современных самолетов снабжаются закрылками. *Крыло с закрылком* — это такое крыло, у которого вся задняя кромка до элеронов, а иногда и вместе с ними отклоняется вниз, вследствие чего изменяется кривизна профиля крыла, и оно получает увеличение подъемной силы до 50%.

Иногда закрылки выполняются в виде щитков, и тогда часть нижней поверхности может отклоняться по желанию летчика.

Горизонтальный полет с открытыми щитками невыгоден; поэтому при полете они должны быть убраны. Летчик, включив механизмы, управляющие положением закрывков, должен иметь возможность непрерывно контролировать их положение, знать угол их отклонения. Для дистанционного контроля по-



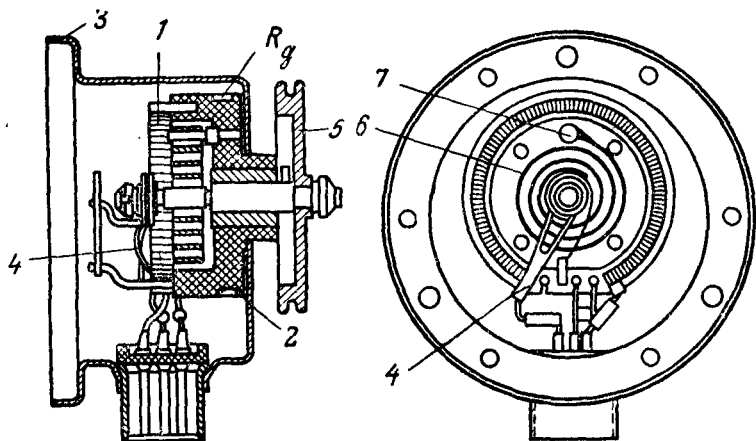
Фиг. 251. Схема указания положения закрывков УЗ-40.

ложения закрывков самолета предназначается комплект прибора УЗ-40.

Комплект указателя закрывков УЗ-40 состоит из датчика ДЗ-40, связанного с механизмом закрывков, и указателя, который помещается на приборной доске самолета.

Принцип работы прибора сводится к следующему (фиг. 251). Датчик прибора является потенциометром, по которому может скользить движок, связанный через шкив и трос с механизмом закрывков. При изменении положения закрывков меняются со-

противления плеч потенциометра  $R_1$  и  $R_2$ . В результате этого меняются токи в рамках двухкатушечного логометра с внутрирамочным магнитом. Поля этих рамок, взаимодействуя с полем постоянного магнита, заставляют рамку и связанную с ними стрелку занимать положение, соответствующее положению ползунка потенциометра. Следовательно, шкала указателя может быть отградуирована в углах отклонения закрылка.



Фиг. 252. Датчик УЗ-40:

1—потенциометр, 2—колодка, 3—корпус, 4—движок, 5—шкив, 6—спиральная пружина, 7—стойка.

Датчик ДЗ-40 и указатель УЗ-40. Основной частью датчика (фиг. 252) является потенциометр, который намотан на изоляционную пластинку, изогнутую по кругу. Потенциометр помещается в гнезде колодки 2, служащей одновременно каркасом добавочного сопротивления  $R_d$  и устанавливаемой в корпусе прибора 3. Изменение сопротивления плеч потенциометра производится перемещением движка 4 по очищенной от изоляции поверхности потенциометра. На оси движка насажен шкив 5, соединяемый тросом с механизмом закрылков. Для выбирания слабину троса и возвращения шкива в исходное положение служит спиральная пружина 6, прикрепленная одним концом к оси, а другим — к неподвижной стойке 7.

Соединение датчика и указателя производится проводом ЛПРГС посредством штепсельных разъемов.

Указатель прибора — логометр с внутрирамочным магнитом (измеритель отношения токов), аналогичный указателю электрического термометра сопротивления ТЭ-40 и ТЭ-41.

Основные данные комплекта. Указатели и датчики комплекта взаимозаменяемы. Любой указатель может рабо-

тать с любым датчиком, причем погрешность при номинальном напряжении питания и температуре  $+20^{\circ}\text{C}$  не превышает  $\pm 3 \text{ мм}$  по длине шкалы. Дополнительная погрешность от изменения напряжения питания на  $\pm 4 \text{ В}$  не превышает  $\pm 1 \text{ мм}$  по длине шкалы. Погрешность от изменения температуры прибора в пределах от  $-50$  до  $+50^{\circ}\text{C}$  не превышает  $+2,5 \text{ мм}$  по длине шкалы.

**Монтаж на самолете.** Монтаж прибора УЗ-40 производится в соответствии с принципиальной схемой (см. фиг. 251).

Указатель монтируют на вертикальной амортизированной части приборной доски. Укрепив один конец троса на шкиве датчика, устанавливают длину троса, предварительно включив питание в схему прибора. Длину троса определяют при опущенном закрылке и повороте датчика на такой угол, при котором стрелка указателя устанавливается в положение  $50^{\circ}$ . После установления длины троса в соответствующем месте троса завязывают узел и оплавляют его. Оставшийся после узла конец троса (не короче  $40 \text{ мм}$ ) прижимают винтом и пропаивают.

После окончания монтажа проверяют работу прибора, сверяя положение закрылка с показаниями прибора.

#### § 40. Автомат регулирования температуры АРТ-41

**Назначение.** Автомат регулирования температуры АРТ-41 предназначен для автоматического поддержания температуры в охлаждающих и масляных системах самолетов.

Величина поддерживаемой температуры может быть в пределах от  $+70$  до  $+110^{\circ}\text{C}$ . Отклонения температуры от заданного значения при любых условиях полета и режимах работы авиационного двигателя не превышают  $\pm 10^{\circ}$ . Если, например, заданное значение температуры установлено  $90^{\circ}\text{C}$ , то регулятор АРТ-41 будет поддерживать в полете температуру в пределах  $80 \div 100^{\circ}\text{C}$ .

**Принцип действия.** Автомат АРТ-41 воздействует на заслонки (жалюзи) радиатора охлаждающей системы или системы смазки. При понижении температуры ниже допустимой автомат несколько прикроет заслонки радиатора и уменьшит этим обдув, вследствие чего температура охлаждающей жидкости или масла повысится. При повышении температуры выше допустимой автомат откроет заслонки радиатора, обдув увеличится и температура охлажденной жидкости понизится, приблизившись к заданному значению.

Чувствительным элементом прибора является биметаллический термометр, который представляет собой спиральную ленту, изготовленную из двух металлов с различными коэффициентами теплового расширения. Если склепать или сварить две пла-

стинки с различными коэффициентами расширения (фиг. 253), то при изменении температуры эта пластинка будет изгибаться и ее можно заставить управлять включением или выключением электрического контакта. В приборе АРТ-41 применена такая пластинка довольно большой длины, скрученная в спираль для уменьшения габаритов. Биметаллическая спираль помещена в защитную трубку, которую устанавливают в трубопровод охлаждающей жидкости или масла.



Фиг. 253. Биметаллическая пластинка.

Простейшим вариантом прибора является такой биметаллический термометр, который мог бы управлять электрическим контактом, служащим для включения электромотора. В зависимости от положения контакта электромотор открывал или закрывал бы заслонку радиатора. Но такая простая схема весьма несовершенна. При повышении температуры биметаллическая спираль включала бы электромотор, который, начав работать, не выключался бы до тех пор, пока не понижалась температура или пока заслонки не открывались полностью. Только после этого мотор полностью закрывал бы заслонки.

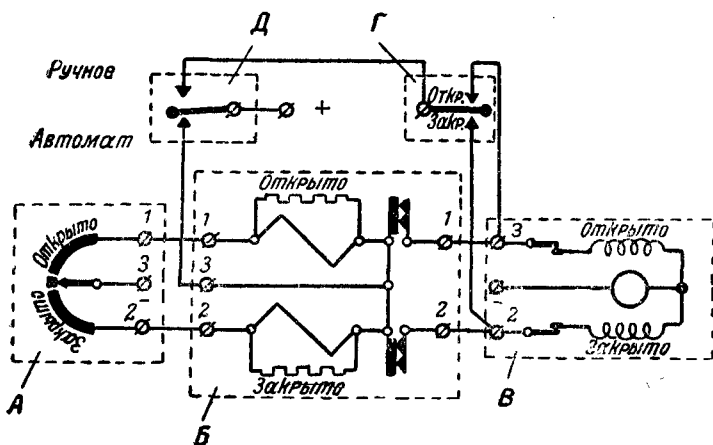
В подобном устройстве не будет пропорциональности между изменением температуры и величиной открытия заслонок, а будет периодическое излишнее открывание или закрывание заслонок (перерегулирование). Такая схема несовершенна и поэтому не применяется.

На фиг. 254 и 255 изображены электрическая и кинематическая схемы автоматического регулятора температуры АРТ-41, свободного от указанного недостатка.

Схема АРТ-41 является схемой пропорционального регулирования. При большем отклонении от заданной температуры заслонки перемещаются на большую величину. Подобные пропорциональные регуляторы, работая устойчиво и спокойно, дают возможность найти такое новое положение заслонок, при котором в охлаждаемой системе установится тепловое равновесие.

Чувствительной частью прибора АРТ-41 является датчик регулятора температуры ДРТБ-41, заключающий в себе биметаллический термометр, щетку и контактные ламели. Последние помещены на подвижном секторе, который может перемещаться на некоторый угол вокруг вертикальной оси.

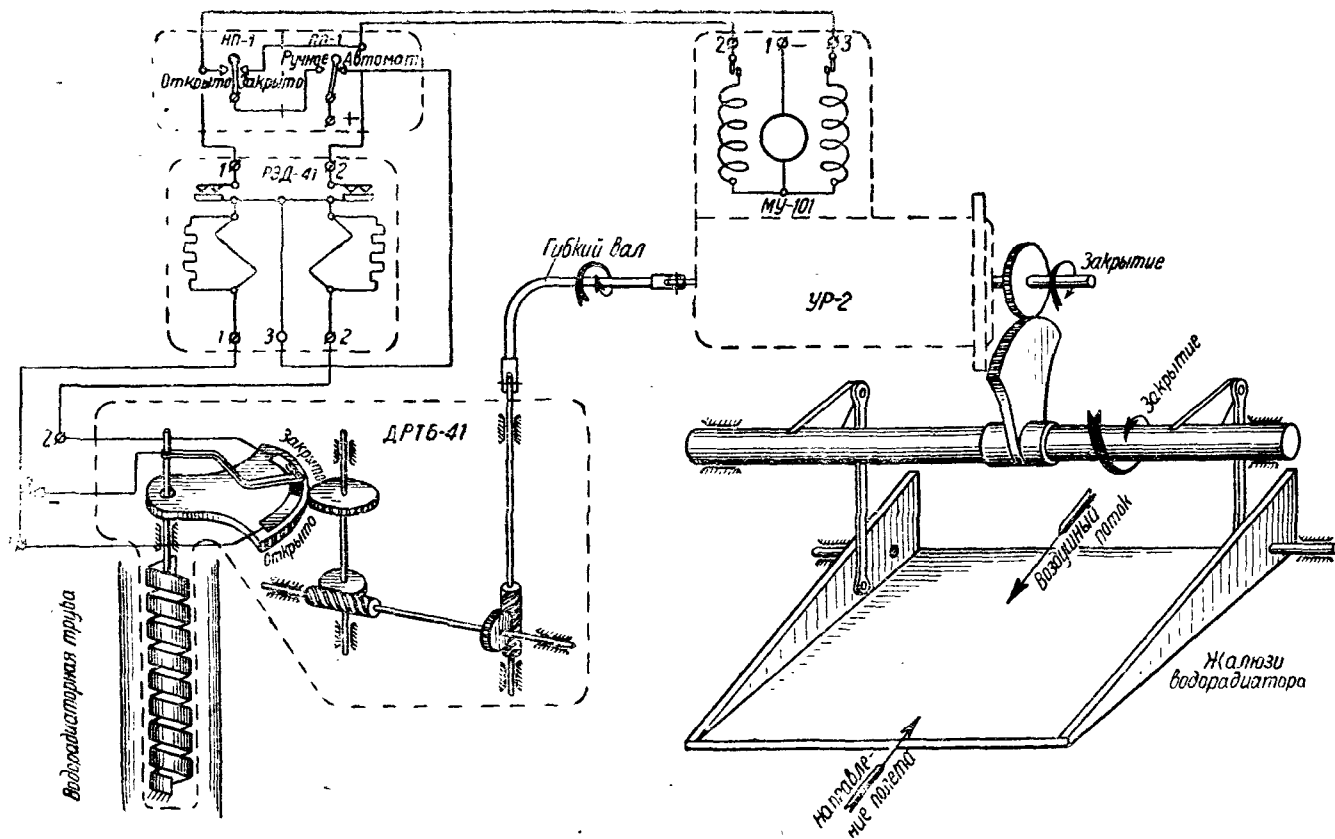
Биметаллическая спираль помещена в защитную трубку, которую устанавливают в трубопроводе охлаждаемой жидкости. Один конец спирали закреплен неподвижно, а другой связан с контактной щеткой, которая может скользить по двум контактным ламелям. Между контактными ламелями имеется изолированный участок, на котором находится щетка в те моменты, когда температура охлаждаемой жидкости равна заданной.



Фиг. 254. Принципиальная электрическая схема автомата регулирования температуры АРТ-41:

А — датчик регулятора температуры ДРТБ-41, Б — электромагнитное двойное реле, В — реверсивный электродвигатель, Г — нажимной переключатель НП-1, Д — перекидной переключатель НП-1.

При изменении температуры биметаллическая спираль сдвинет подвижную щетку на одну из контактных ламелей. При этом окажется замкнутой цепь одной из обмоток сдвоенного электромагнитного реле РЭД-41. Это реле, являясь промежуточным между датчиком и электромотором, позволяет уменьшить силу тока через щеточные контакты датчика и служит для включения одной из обмоток реверсивного электромотора, управляющего положением заслонок радиатора. Кроме управления положением заслонок, реверсивный электромотор при помощи гибкого вала соединен через редуктор с подвижным сектором, на котором помещены контактные ламели датчика ДРТБ-41. При работе электромотора сектор датчика с контактными ламелями переместится в сторону движения щетки, вследствие чего последняя снова станет на холостую ламель. Цепь обмотки реле при этом разомкнется, выключив силовой контакт, и электромотор остановится.



Фиг. 255. Принципиальная кинематико-электрическая схема автомата регулирования температуры АРТ-41.

Связь электромотора с датчиком, осуществленная в описываемом приборе при помощи гибкого вала, является обратной связью, или следящей системой, которая и осуществляет пропорциональную характеристику регулятора. Благодаря этой связи электромотор выключится не в момент достижения заданной температуры, а несколько раньше. Этим предупреждается излишнее открытие или закрытие заслонки (перерегулирование), которое могло бы повести к дальнейшим колебаниям температуры и неустойчивой работе регулятора.

Таким образом пропорциональное регулирование дает возможность установить в охлаждаемой системе тепловое равновесие при любых изменениях температуры жидкости, вызванных изменением режима работы авиационного двигателя или условий охлаждения радиатора. Если, например, регулятор установлен на  $85^\circ$ , то он будет сохранять эту температуру только при горизонтальном полете на крейсерской скорости. При форсированной работе авиационного двигателя установится несколько более высокая температура (например  $92^\circ\text{C}$ ), а при работе на малом газе более низкая (например  $79^\circ\text{C}$ ). Но эти колебания температуры не превышают  $\pm 10^\circ$  и вполне допустимы, так как не могут вредно отразиться на состоянии авиационного двигателя.

Для более спокойной работы регулятора расстояние между контактными ламелями, называемое *зоной нечувствительности*, выбирают таким, чтобы регулятор не реагировал на небольшие изменения температуры временного и случайного характера.

Если по каким-либо причинам не желают пользоваться автоматическим регулятором температуры, схема позволяет отключить автомат при помощи перекидного переключателя ПП-1. Тогда управление электромотором, перемещающим заслонки радиатора, производится вручную нажимным переключателем НП-1. При операциях с нажимным переключателем питание будет подаваться помимо реле на ту или иную обмотку реверсивного электромотора.

Элементы автомата АРТ-41. В комплект АРТ-41 входят следующие элементы, назначение которых ясно из вышесказанного:

- 1) биметаллический датчик регулятора температуры ДРТБ-41;
- 2) электромагнитное двойное реле РЭД-43 (в приборах первых выпусков ставили реле РЭД-41);
- 3) гибкий вал;
- 4) электромеханизм дистанционного управления режимом радиаторов УР-2, представляющий собой сочетание реверсивного электромотора с редуктором и концевыми контактами;

5) перекидной переключатель ПП-1;

6) нажимной переключатель НП-1.

Датчик регулятора температуры ДРТБ-41 (фиг. 256). Термочувствительным элементом датчика является биметаллическая спираль, выполненная из инвара и стали.

Защитная гильза спирали имеет накидную гайку для крепления датчика к штуцеру трубопровода охлаждающей жидкости. На конце гильзы помещен брызгонепроницаемый корпус, в котором расположен механизм обратной связи (следящей системы) и редуктор датчика.

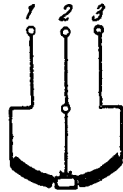
При повышении температуры биметаллическая спираль, закрепленная в своей нижней части неподвижно, закручивается и поворачивает ось, с которой она скреплена верхним концом. Ось вращается в двух подпятниках, из которых один (верхний) регулируемый. На оси закреплена стрелка с контактной щеткой, скользящей по двум ламелям, разделенным холостой ламелью.

Эти ламели расположены на секторе, могущем поворачиваться относительно неподвижной втулки, через которую пропущена ось. Поворот сектора достигается вращением хвостовика и связанного с ним червячного редуктора. Вращение хвостовика в момент работы регулятора происходит от гибкого вала, соединенного с электромотором. Поворот сектора с ламелями продолжается до тех пор, пока щетка не станет на холостую ламель.

В корпусе датчика имеется окно, через которое наблюдают задаваемую температуру регулирования по шкале и указателю. Указатель связан с корпусом датчика, а шкала установлена на секторе и перемещается вместе с ним; цена деления шкалы  $5^{\circ}$ , оцифровка через  $10^{\circ}$ . Устанавливают нужную температуру регулирования, вращая хвостовик посредством специального ключа.

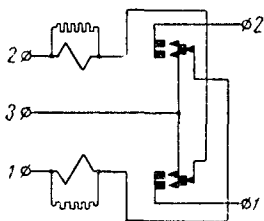
Датчик рассчитан так, что полное перемещение заслонок от закрытия до открытия соответствует изменению температуры на  $20^{\circ}$ . Каждому изменению температуры в пределах этого диапазона соответствует определенное промежуточное положение заслонок.

Ось электромотора, с которой соединяется гибкий вал при полном своем ходе, делает в среднем (с учетом возможного выбега по инерции) 146,5 оборота, поэтому редуктор рассчитан так, что при повороте хвостовика на 146,5 оборота сектор с ламелями повернется на угол, соответствующий  $20^{\circ}$  изменения температуры. Этот двадцатиградусный диапазон работы регулятора может быть установлен, начиная от  $60-80^{\circ}$  до  $100-120^{\circ}$ . Зона нечувствительности регулятора выбрана так, что при изменении температуры на  $2,5-4,5^{\circ}$  щетка будет перемещаться в пределах холостой ламели и реле не будет срабатывать.

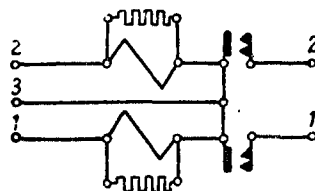


Фиг. 256. Габаритные размеры и принципиальная схема датчика ДРТБ-41.

Градуировочная погрешность датчика не превышает  $\pm 3^\circ$ . Электромагнитное двойное реле РЭД-43. На текстолитовой плате, укрепленной на алюминиевом основании, установлены два электромагнитных реле. Каждое реле состоит из катушки, ярма и якоря, скрепленного с ярмом пружиной. Если одно реле сработает, то оно размыкает цепь другого, которое не может сработать до тех пор, пока первое реле не будет обесточено (фиг. 257). Это сделано для того, чтобы



Фиг. 257. Схема реле РЭД-43.



Фиг. 258. Схема реле РЭД-41.

в случае приваривания контактов одного реле не оказались включенными обе обмотки реверсивного электромотора. Такое включение вызывает сгорание электромотора и выход из строя всего автомата.

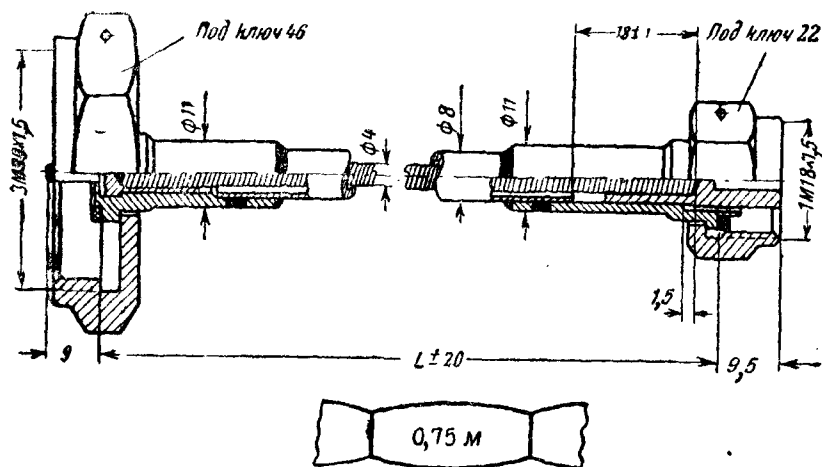
Непосредственно на якоре помещены два контакта: первый, нерегулируемый, из серебреномедного сплава и второй, регулируемый, из сплава платины с иридием. Оба контакта работают параллельно, замыкая одну цепь. Зазоры между этими контактами регулируются так, чтобы зазор между платиноиридиевыми контактами был на 0,2—0,3 мм меньше, чем между серебреномедными. Это делается для того, чтобы платиноиридиевый контакт замыкался раньше и размыкался позднее, чем серебреномедный. Платиноиридиевый контакт всегда воспринимает на себя искру; серебреномедный контакт обеспечивает надежное контактирование и, всегда оставаясь чистым, не увеличивает своего переходного сопротивления. Сильное обгорание и почернение платиноиридиевого контакта не является признаком плохой работы реле.

Реле закрывается крышкой, на внутренней стороне которой помещена схема реле.

Обмотки обоих реле зашунтированы сопротивлениями, которые служат для уменьшения искрообразования на щеточном контакте датчика при размыкании обмоток реле. Ток в реле подводится двумя штепсельными соединениями (двух- и трех-контактными). Реле регулируется так, чтобы напряжение сра-

батывания не превышало 20 В; номинальным рабочим напряжением является 27 В.

В комплектах АРТ-41 первых выпусков применялось реле РЭД-41, схема которого изображена на фиг. 258. Оно отличается от реле РЭД-43 отсутствием верхнего блокировочного контакта, который предохраняет от одновременного включения двух реле. В остальном реле РЭД-41 ничем не отличается от реле РЭД-43.



Фиг. 259. Общий вид и габаритные размеры гибкого вала АРТ-41.

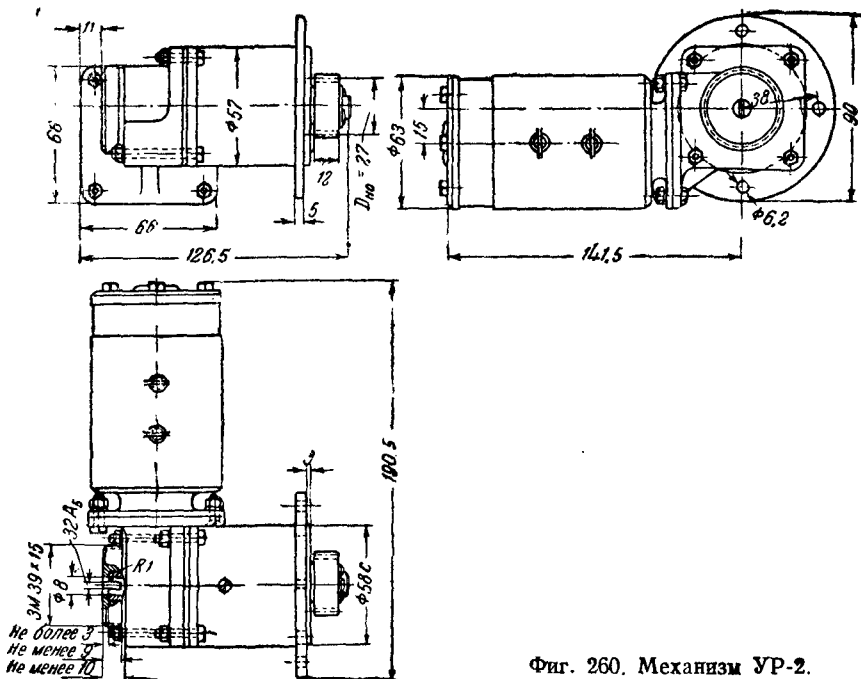
$L = 500, 750, 1000, 1250, 1500, 1750, 2000 \text{ мм.}$

**Гибкий вал с арматурой.** Стальной гибкий вал диаметром 4 мм с наконечниками (фиг. 259) для защиты от влаги заключен в красномедную трубку, оканчивающуюся накидными гайками: большая служит для присоединения к электромотору, малая — для присоединения к датчику. Места присоединения гибкого вала уплотняются шайбами. Гибкий вал должен свободно вращаться в трубке. До монтажа на самолете не рекомендуется изгибать гибкий вал во избежание нагартования его оболочки. При монтаже на самолете вал можно изогнуть по месту. Длина гибкого вала зависит от расстояния между датчиком и электромотором и различна для каждого типа самолета.

**Электромеханизм дистанционного управления УР-2.** Этот механизм (фиг. 260) состоит из смонтированных в одном корпусе реверсивного электромотора МУ-101, планетарного редуктора, концевых контактов, выключающих мотор в крайних положениях, цилиндрической выходной шестерни и шлицевого вывода промежуточной оси для обратной связи. Из

корпуса механизма выходит экранированный шланг с проводами, оканчивающийся штепсельным разъемом.

Механизм приводит в движение заслонки радиатора при помощи цилиндрического зубчатого колеса, которое находится в зацеплении с зубчатым сектором, насаженным на оси механического управления заслонками радиатора.



Фиг. 260. Механизм УР-2.

Максимальный угол поворота выходного вала механизма соответствует переводу заслонок радиатора из одного крайнего положения в другое и равен  $250^{+5^{\circ}}_{-10^{\circ}}$ . Максимальный момент, допустимый на выходном конце вала, 230 кгсм; номинальный 150 кгсм. Время полной перекладки 25—35 сек.

Электромотор МУ-101 представляет собой двухплюсную машину постоянного тока, с последовательным возбуждением. Электромотор реверсивный, с двумя обмотками возбуждения, позволяющий осуществлять перемену направления вращения переключением одного лишь провода.

Электромотор МУ-101 рассчитан на повторно-кратковременную работу продолжительностью не более 1 мин. с последующим перерывом на 10 мин. Номинальное напряжение 24 В;

номинальная мощность 60 W; сила тока при номинальной мощности не превышает 4,8 А.

Щетки мотора марки М-6 размером 5×6, 5×12 мм; давление на щетку 120—180 г.

Электродвигатель выполнен на шарикоподшипниках. Он является машиной закрытого типа и имеет окна для осмотра коллектора и смены щеток. Окна закрываются от пыли и влаги стальной лентой.

Редуктор предназначен для уменьшения числа оборотов, передаваемых от электромотора к исполнительному механизму. Электромеханизм УР-2, работающий в схеме автомата АРТ-41, имеет вывод промежуточной оси редуктора со шлицем для соединения с гибким валом обратной связи.

Промежуточная ось редуктора при полном проворачивании из одного крайнего положения в другое делает 164 оборота, а выходная ось с укрепленной на ней шестерней поворачивается на угол  $250^{\circ+5^{\circ}}_{-10^{\circ}}$ , приводя в движение заслонки от полного открытия до полного закрытия.

Концевые контакты выключают мотор в его крайних положениях и предупреждают поломку механизмов.

Переключатели. Переключатели ПП-1 (см. фиг. 175) и НП-1 (см. фиг. 174) служат для ручного управления электро-механизмом УР-2. Эти переключатели рассчитаны на кратковременную работу в сетях напряжением до 30 V под током до 10 А.

Перекидной переключатель ПП-1 не имеет нейтрального положения контактов и всегда держит замкнутой одну из двух цепей. Этот переключатель позволяет осуществить переход с автоматического регулирования температуры к ручному.

Нажимной переключатель НП-1 замыкает цепь только в момент нажатия на ручку и размыкает при прекращении нажатия. Этот переключатель управляет направлением вращения электромотора.

Перекидной переключатель ПП-1 имеет ручку черного цвета. Нажимной переключатель НП-1 в системе охлаждения воды имеет ручку зеленого цвета, а в масляных системах — коричневую; поэтому в комплект прибора кладут запасные ручки другого цвета.

В приборах более позднего выпуска применяются переключатели ПП-1м и НП-1м, отличающиеся от вышеописанных лишь формой контактных пластин.

Монтаж автомата АРТ-41. Датчик ДРТБ-41 монтируют на трубке, подводящей горячую воду или масло к радиатору, в специальном кармане. Карман следует располагать так, чтобы трубка датчика омывалась встречным потоком жидкости,

Размер кармана и его расположение следует определять в соответствии с габаритным чертежом датчика ДРТБ-41.

При выборе места установки датчика следует учесть, что он должен соединяться с электромеханизмом УР-2 гибким валом. Следовательно, по возможности надо приблизить место установки датчика к механизму УР-2 и поместить датчик так, чтобы было удобно присоединить к нему гибкий вал, а также иметь доступ к наблюдению за шкалой датчика. Расстояние между механизмом УР-2 и датчиком ДРТБ-41 не должно превышать 1,5 м. Под накидную гайку датчика подкладывают уплотнительную шайбу, прилагаемую к каждому датчику. После монтажа датчика его накидную гайку закрепляют проволокой, продетой сквозь специальные отверстия в гайке.

При монтаже трубку гибкого вала пригибают рукой по месту; радиус изгиба не должен быть меньше 150 мм. В двух-трех местах гибкий вал следует закрепить скобками. После сборки и настройки автомата гайки гибкого вала закрепляют проволокой, продетой сквозь специальные отверстия.

Реле РЭД-43 следует монтировать ближе к датчику и электромотору. Для установки реле имеет два резьбовых отверстия под винт М5. При креплении сверху отверстие с резьбой М5 используют как проходное отверстие под винт М4 с гайкой.

Электрические соединения производят проводом ЛПРГС сечением не менее  $0,75 \text{ мм}^2$  в экранирующей оплетке. Следует обращать внимание на правильную и надежную зарядку штепсельных разъемов в соответствии с принципиальной схемой прибора, приведенной на фиг. 254 и 255.

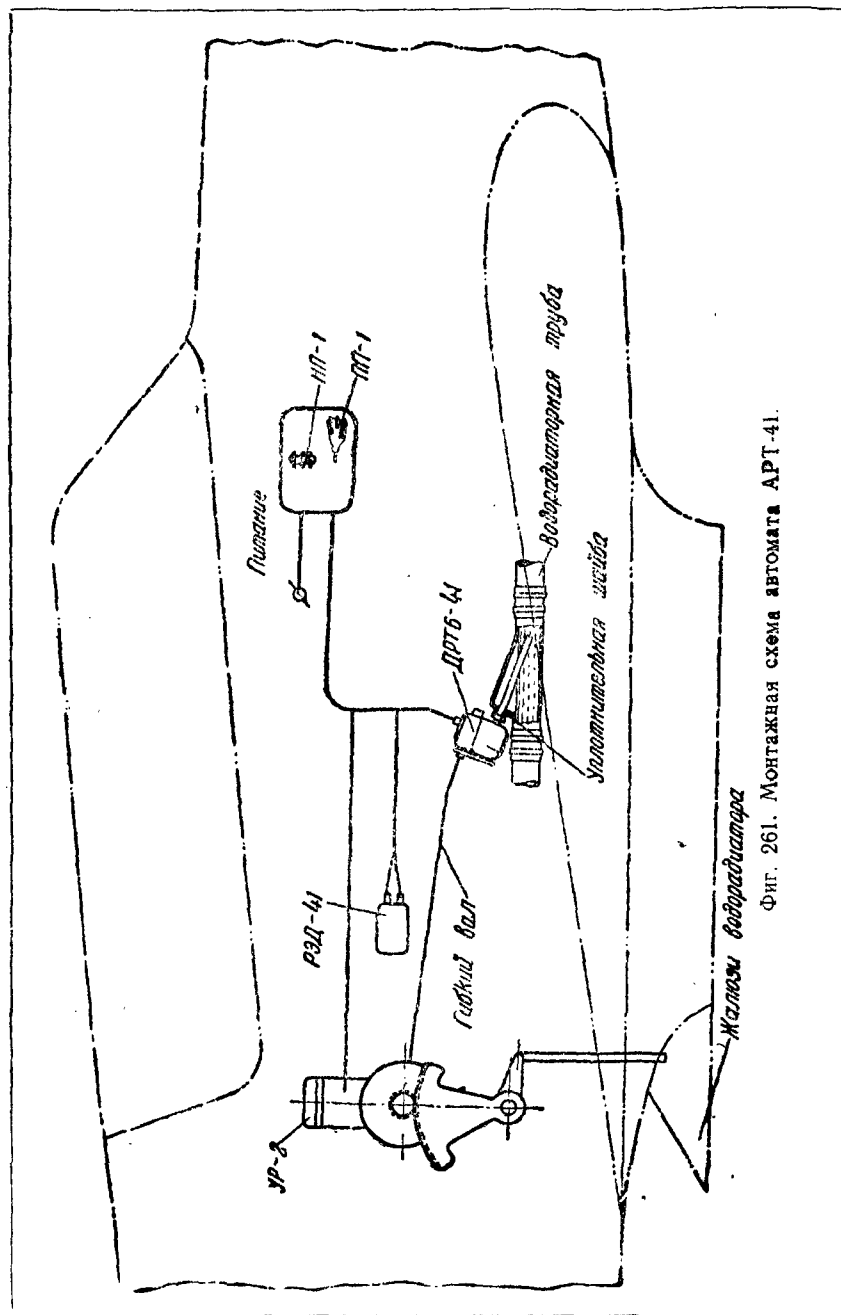
Все ответвления следует производить в специальных переходных коробках; параллельные ответвления от штепсельных разъемов не допускаются.

После настройки автомата и проверки его работы накидные гайки штепсельных разъемов контруют проволокой, продеваемой сквозь специальные отверстия в накидных гайках, для предотвращения их отвертывания.

Монтажная схема отдельных элементов автомата АРТ-41 изображена на фиг. 261.

Настройка автомата АРТ-41. После монтажа всех элементов автомата АРТ-41 и проверки его электрической схемы следует произвести следующие согласования в работе отдельных элементов.

1. Необходимо, чтобы ось электромотора, к которой присоединяется гибкий вал, при движении заслонок радиатора в сторону их открытия вращалась по часовой стрелке, если смотреть на нее с торца; при несоблюдении этого условия регулятор не будет работать.



Фиг. 261. Монтажная схема автомата АРТ-41.

Соблюдение этого условия должно быть предусмотрено на самолетостроительном заводе при конструировании самолета.

2. При положении переключателя ПП-1 на «автомат» и температуре датчика ниже  $60^{\circ}\text{C}$  (т. е. при неработающем авиационном двигателе) заслонки должны быть закрыты полностью. Если заслонки открываются, следует переменить местами провода 1 и 2 датчика или провода 1 и 2 трехштырькового штепсельного разъема реле (см. фиг. 255).

3. Следует установить необходимый диапазон регулирования температуры. Если необходимо установить диапазон регулирования  $70\text{--}90^{\circ}$ , то это значит, что при  $70^{\circ}$  заслонки регулятора должны быть полностью закрыты, а при температуре  $90^{\circ}$  — полностью открыты. Для этого следует разъединить гибкий вал и датчик и при помощи ручного дистанционного управления (переключателем НП-1) полностью закрыть заслонки. Затем, вращая специальным ключом хвостовик датчика, установить против указателя по шкале датчика нижнюю точку регулируемого диапазона, т. е. деление с цифрой 7, и сцепить гибкий вал с датчиком.

Устанавливать заданный диапазон регулирования можно только по нижней точке двадцатиградусного диапазона; поэтому на шкале имеются отметки только от 70 до  $100^{\circ}$ . Это означает, что минимальный диапазон регулирования можно установить  $60\text{--}80^{\circ}$ , а максимально высокий  $100\text{--}120^{\circ}$ .

4. При эксплуатации регулятора необходимо обращать внимание на то, чтобы при неработающем авиационном двигателе переключатель с автоматического регулирования на ручное всегда стоял в положении ручного регулирования. При длительном хранении регулятора необходимо шкалу датчика установить ключом на деление  $60^{\circ}$ .



---

## ГЛАВА ШЕСТАЯ

### ДИСТАНЦИОННЫЕ МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

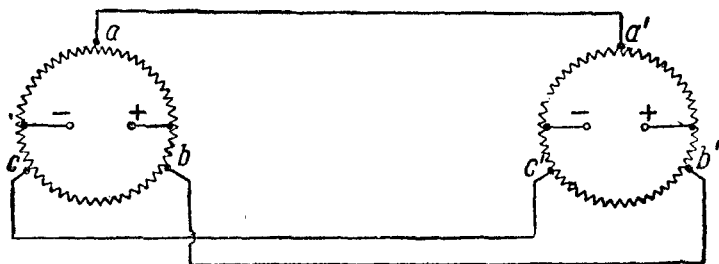
#### § 41. Проблема дистанционного компаса

В первые годы развития авиации для измерения и поддержания курса самолета применялся лишь магнитный компас. С развитием многомоторной и военной авиации в кабине летчика и штурмана появилось оборудование, которое стало нарушать нормальную работу магнитного компаса. Большое количество электрических приборов на приборной доске, радиооборудование, электропроводка к электрическим агрегатам и бомбосбрасывателям заметно увеличили девиацию магнитных компасов. На боевых самолетах появились пушки; на некоторых по две и больше. Появление пушек повлекло за собой необходимость защищать экипаж и жизненные органы самолета стальной броней. В результате всего этого пользование магнитным компасом стало весьма затруднительным, так как девиация на многих типах самолетов стала достигать нескольких десятков градусов и уже не поддавалась компенсации обычными методами.

Применение на самолете таких устройств, как автопилот, автоштурман, радиокомпас, автоматический прицел для бомбометания и т. п., требует автоматического учета в этих устройствах магнитного курса самолета.

Все это заставило искать нового решения проблемы определения магнитного курса самолета. Пришли к необходимости установить магнитную стрелку компаса в таком месте самолета, где искажение магнитного поля Земли имеет наименьшую величину. Таким местом на самолете является хвостовая часть фюзеляжа и концы плоскостей. Возникла задача передать на приборную доску самолета величину угла отклонения магнитной стрелки, т. е. задача дистанционной передачи показания магнитного компаса. Работа над созданием дистанционного магнитного компаса ведется уже больше 15 лет, и существует ряд решений этой проблемы, обладающих теми или иными достоинствами и недостатками.

Классификация дистанционных компасов. Дистанционные магнитные компасы можно разделить по характеру отсчета на две основные группы: компасы с нулевым методом отсчета и компасы с непосредственным отсчетом. *Компасы с нулевым методом отсчета* характеризуются наличием нуль-индикатора, т. е. прибора, показывающего отклонение от заданного курса, и наличием задатчика курса. Отсчет курса самолета может быть произведен по шкале задатчика курса и связан с некоторыми дополнительными операциями, затрудняющими эксплуатацию компаса. Эту группу компасов, повидимому, сле-



Фиг. 262. Точки равного потенциала на кольцевых потенциометрах.

дует считать устаревшей и уступившей место компасам с непосредственным отсчетом. *Компасы с непосредственным отсчетом* отличаются наличием указателя с круговой шкалой на  $360^\circ$ . Эти компасы как бы автоматизируют отсчеты компасов первой группы.

Дистанционный компас Патин. Очень интересной является электрическая компенсационная схема дистанционного компаса Патин с непосредственным отсчетом курса.

Возможность использования этой схемы обеспечивается применением катушки магнитного компаса с очень большим магнитным моментом (равным 11 000 единиц) и разработкой конструкции токосъемных щеток, которые, скользя по проволочному потенциометру, создают весьма малый момент трения, обуславливающий малую величину застоя подвижных элементов прибора.

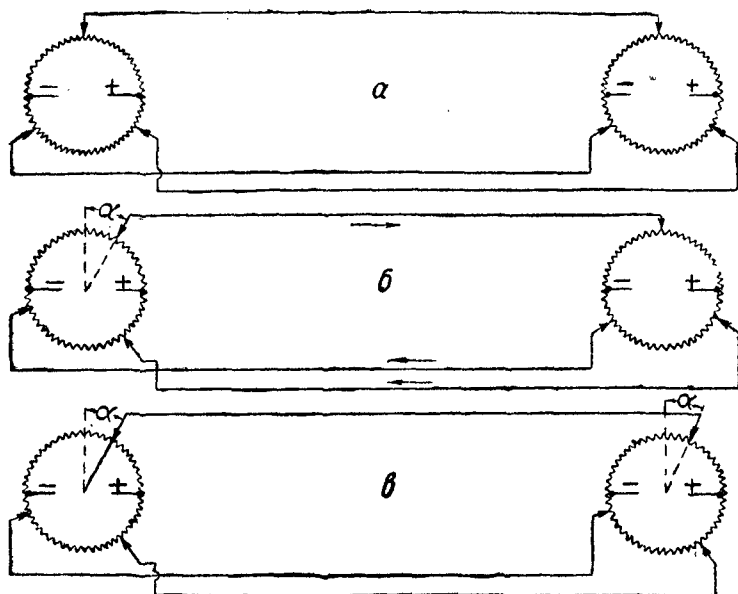
Если взять два одинаковых замкнутых кольцевых сопротивления и питать их постоянным током (фиг. 262), то по окружности этих потенциометров можно подобрать точки, имеющие одинаковый электрический потенциал. Соединив эти точки проводником, можно убедиться, что ток в этом проводнике будет равен нулю.

По каждому из двух потенциометров в схеме Патин могут перемещаться три щеточки, расположенные под углом  $120^\circ$

(фиг. 263). Щетки одного потенциометра соответственно соединены со щеточками второго потенциометра.

В случае если щетки стоят на точках равного потенциала, в соединительных проводах тока не будет (см. фиг. 263,а).

Если на одном из потенциометров повернуть щетки на некоторый угол, то они, переместившись с точек одинакового потен-



Фиг. 263. Возникновение и компенсация уравнительных токов в соединительных проводах.

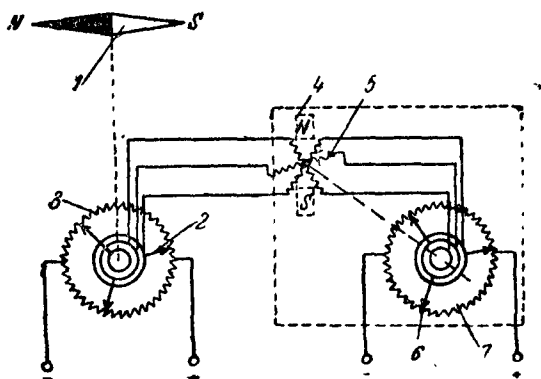
циала, вызовут токи в соединительных проводах (см. фиг. 263,б).

Для компенсации этих токов щетки на втором потенциометре следует довернуть на угол, равный углу смещения щеток на первом потенциометре (см. фиг. 263,в).

Для этого перемещения в схеме Патин использованы токи в соединительных проводах, возникшие при рассогласовании. В разрыв соединительных проводов включены обмотки трехкатушечного гальванометра, ось которого перемещает щетки второго потенциометра до момента исчезновения тока в соединительных проводах (фиг. 264).

При отсутствии токов в соединительных проводах обесточенные обмотки гальванометра не взаимодействуют с полем постоянного магнита. Если сдвинуть на некоторый угол щетки первого потенциометра, то через обмотки гальванометра потечет ток,

и гальванометр будет стремиться сместить щетки второго потенциометра. Обмотки гальванометра включены в разрыв соединительных проводов так, чтобы поворот щеток у второго потенциометра осуществлялся в том же направлении, что и у первого потенциометра. Гальванометр будет перемещать щетки второго потенциометра до тех пор, пока они не достигнут точек, имеющих одинаковый потенциал со щетками на первом потенциометре. Величина угла, на который повернутся щетки второго



Фиг. 264. Электрическая схема компаса Патин:

1—магнитная стрелка, 2—токосъемные щетки, 3—проволочный потенциометр, 4—постоянный магнит, 5—подвижные обмотки трехкатушечного логометра, 6—щетки, 7—потенциометр.

потенциометра, будет в точности равна углу смещения щеток на первом потенциометре. Таким образом может быть осуществлена дистанционная передача угла.

Магнитная система датчика компаса Патин связана с тремя щетками 2, которые могут скользить по поверхности потенциометра 3 (фиг. 265). Для того чтобы магнитная система компаса могла осуществить передвижение щеток по поверхности потенциометра, щетки и сам потенциометр выполнены в виде чрезвычайно малых и легких деталей.

Магнитная система датчика компаса Патин состоит из двух магнитов, помещенных внутри поплавка катушки 1, который установлен в двух опорах внутри котелка, заполненного лигроином. На верхней крышке поплавок укреплен стойка с текстолитовым диском, несущим три щетки 2. На этой же стойке установлены три кольца для подвода тока к щеткам. Кольцевой потенциометр неподвижно связан с крышкой компаса. В корпусе указателя находится трехкатушечный гальванометр с внутрирамочным магнитом. Катушки гальванометра могут свободно вращаться вокруг магнита. С катушками связана стрелка и три

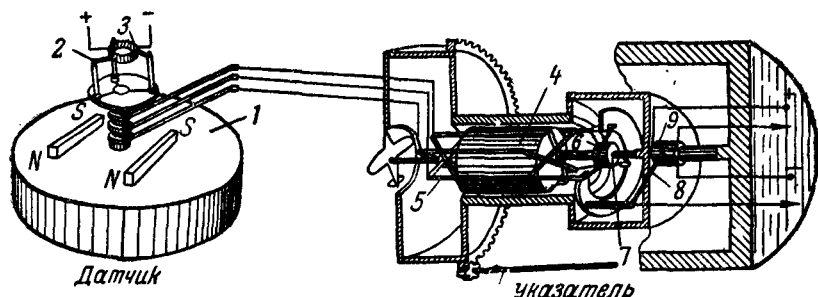
щетки 6 второго потенциометра 7. Стрелка прибора выполнена в виде диска с риской и изображением самолетика.

К обоим потенциометрам подводится постоянный ток от бортовой сети самолета.

Период колебания катушки около 7 сек.; застой катушки при постукивании около  $1^\circ$ .

Суммарная точность всей системы  $\pm 1,5^\circ$ .

Дистанционный компас Магнесин. Комплект дистанционного компаса Магнесин состоит из трех основных



Фиг. 265. Кинематическая схема компаса Патин:

1—магнитная катушка компаса, 2—токосъемные щетки, 3—проволочный потенциометр, 4—постоянный магнит, 5—подвижные обмотки трехкатушечного логометра, 6—щетки указателя, 7—потенциометр, 8—щетка для подачи сигнала на автопилот, 9—потенциометр для съема сигнала на автопилот.

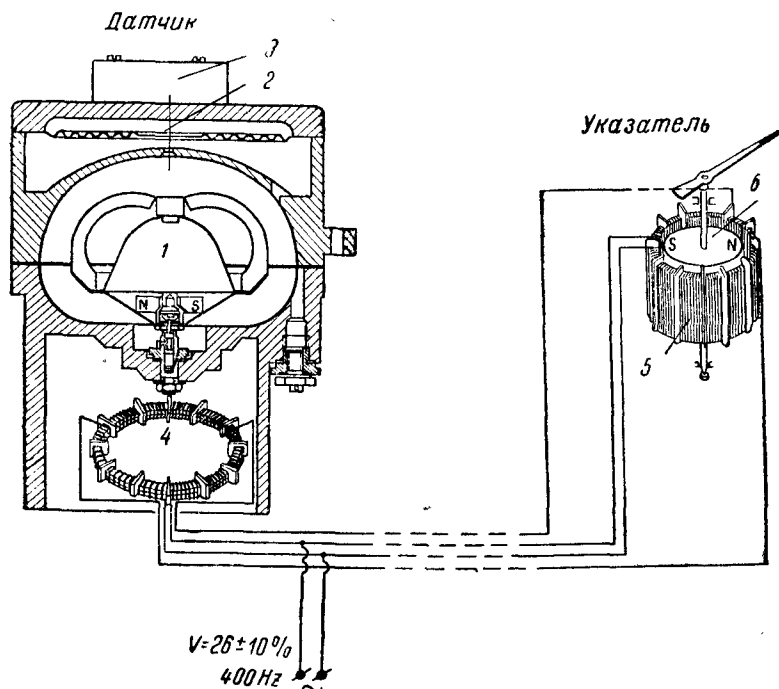
частей: жидкостного магнитного компаса-датчика, указателя и питающего моторгенератора (инвертора). Прибор допускает одновременное включение двух или трех указателей, расположенных в разных местах самолета.

Система дистанционной передачи показаний Магнесин отличается простотой конструкции. Датчиком этой системы (фиг. 266) является тороид с равномерно распределенной разомкнутой обмоткой, питаемой переменным током. Обмотка имеет два отвода под углами  $120^\circ$  и  $240^\circ$  от места присоединения питающих проводов. Непосредственно над тороидом расположена отделенная от него дном котелка катушка компаса, содержащая кольцеобразный магнит с повышенным магнитным моментом. Этот магнит помещен в нижней части поплавка, снабженного четырьмя большими демпфирующими пластинами. Котелок компаса изготовлен из пластмассы и заполнен прозрачным бензином.

В указателе имеется подобный же тороид, но значительно меньших размеров. Секции обмотки его соединены с соответствующими секциями обмотки тороида датчика. Внутри тороида указателя помещен небольшой круглый магнит, укрепленный на общей оси со стрелкой. Ось вращается в агатовых опорах.

Работа системы основана на воздействии магнитного поля катушки на сердечник тороида.

В зависимости от положения катушки напряжения между секциями тороида распределяются по-разному. При этом по проводам, соединяющим обмотки тороидов, протекают токи,



Фиг. 266. Схема компаса Магнесин.

1—катушка, 2—компенсационная камера, 3—девиационный прибор, 4—тороид датчика, 5—тороид указателя, 6—магнит указателя.

оказывающие в свою очередь влияние на сердечник тороида указателя. В результате подвижный магнит указателя установится в положение, соответствующее положению катушки датчика. Погрешность передачи около  $\pm 1,5-2^\circ$ .

Электрическая часть указателя имеет очень небольшие размеры (диаметр около 30 мм, высота 20 мм). Для устранения влияния внешних магнитных полей указатель защищен железным цилиндрическим экраном, с которым он монтируется в алюминиевом корпусе, рассчитанном на фланцевые крепления к приборной доске. Указатель имеет шкалу диаметром 70 мм с ценой деления  $2^\circ$  и снабжен удобным курсозадатчиком в виде стрелки.

Прибор работает при кренах компаса-датчика до  $25^\circ$ . Это позволяет устанавливать его на самолете без карданного подвеса при помощи кольца, снабженного тремя амортизаторами типа Лорд.

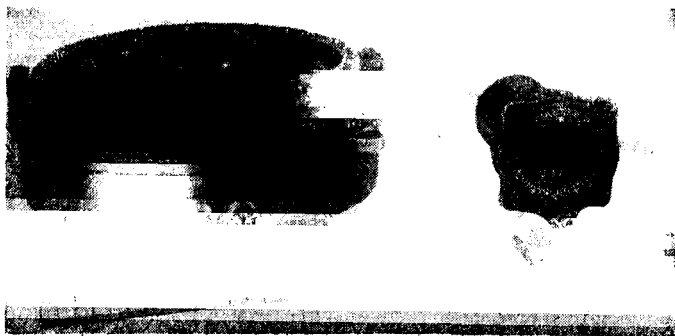
Питание всего устройства осуществляется переменным током частотой 400 Hz, напряжением 26 V или частотой 800 Hz, напряжением 52 V.

Преобразователь для питания компаса представляет собой шунтовой моторчик постоянного тока, на оси которого установлен шестиполюсный магнит, являющийся ротором генератора переменного тока. В пазах шестиполюсного статора уложена обмотка, в которой при вращении ротора индуцируется переменный ток. Моторчик потребляет от сети ток силой 0,5 А. Мощность, отдаваемая генератором, — около 6 вольтампер.

При установке компаса на самолетах, основные приборы которых рассчитаны на питание переменным током, не требуется специального преобразователя для питания компаса.

#### § 42. Потенциометрический дистанционный компас ПДК-44

Принцип действия. Общий вид датчика и указателя потенциометрического дистанционного компаса ПДК-44 дан на фиг. 267. Датчик компаса ПДК-44 определяет магнитный курс,

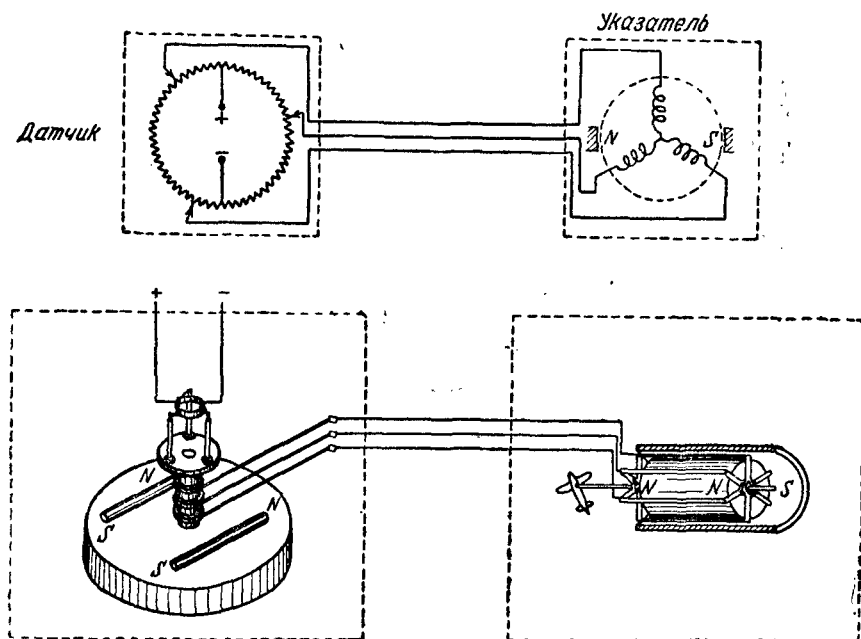


Фиг. 267. Датчик и указатель компаса ПДК-44.

используя свойство магнита ориентироваться в плоскости магнитного меридиана.

С магнитной системой компаса жестко связаны три щетки (фиг. 268), расположенные под углом  $120^\circ$  друг к другу и имеющие возможность скользить по поверхности кольцевого потенциометра. Щетки, связанные с магнитом, остаются одинаково

направленными относительно магнитного меридиана независимо от направления полета. Кольцевой потенциометр, к двум диаметрально противоположным точкам которого подведено напряжение постоянного тока 27 В от бортовой сети, жестко связан с корпусом датчика и, следовательно, с самолетом. При разворотах самолета кольцевой потенциометр меняет свое положение относительно магнитного меридиана, а следовательно, и



Фиг. 268. Принципиальная схема компаса ПДК-44.

относительно щеток. Таким образом в зависимости от курса самолета изменяется разность потенциалов между щетками датчика.

Напряжение, снимаемое щетками с кольцевого потенциометра, подводится к трем рамкам подвижной системы указателя. Рамки расположены под  $120^\circ$  друг к другу и находятся в поле постоянного магнита. Подвижная система указателя, образуемая тремя рамками, может свободно вращаться в пределах полной окружности. Положение подвижной системы указателя зависит только от распределения токов в рамках, т. е. от положения щеток на потенциометре датчика. Каждому положению щеток датчика соответствует только одно определенное положение подвижных рамок указателя относительно магнита, когда

алгебраическая сумма моментов вращения, испытываемых рамками, равна нулю. Рамки сидят на общей оси со стрелкой, вращающейся относительно шкалы прибора и жестко связанной с его магнитом.

Шкала указателя разградуирована в градусах от 0 до 360° и по ней прочитывается курс самолета относительно магнитного меридиана.

**Датчик ПДК-44.** Датчик компаса ПДК-44 представляет собой магнитный компас (фиг. 269), у которого полая катушка 1 несет внутри систему из четырех магнитов 2 и может свободно вращаться вокруг вертикальной оси. На этой оси укреплена площадка с тремя щетками 4, скользящими по потенциометру, и три контактных кольца 3, при помощи которых снимаются напряжения от подвижных щеток датчика к неподвижному корпусу прибора.

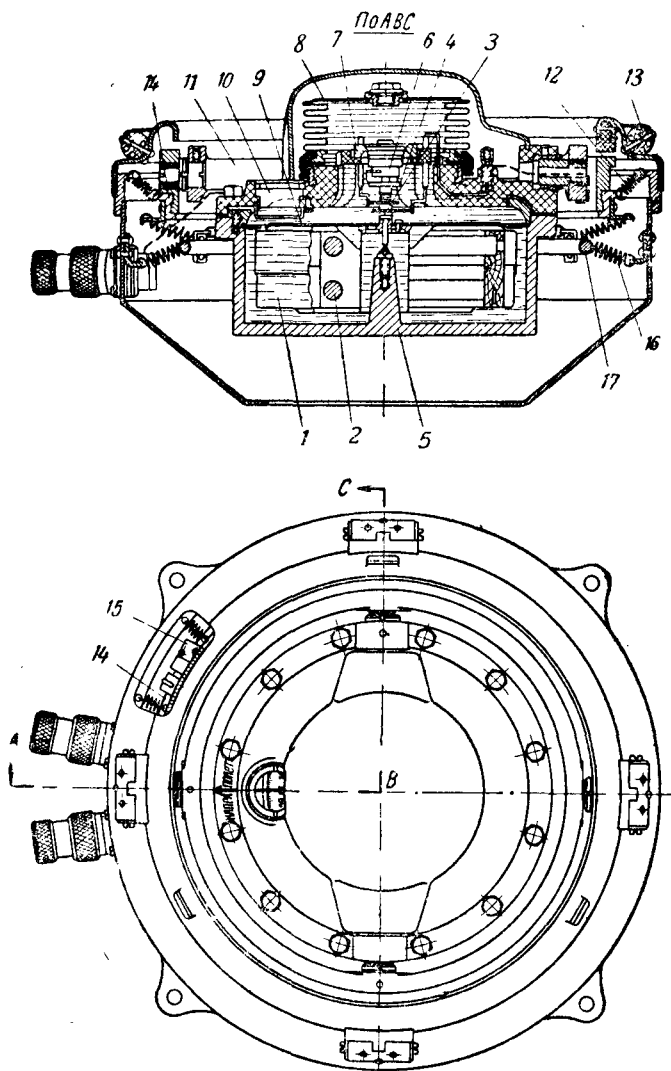
Катушка компаса заключена в котелке 5, который заполнен лигроином и служит для уменьшения давления катушки на опоры, а также для демпфирования катушки. Кольцевой потенциометр 6 помещается над катушкой и укреплен на специальном мостике 7, жестко связанном с котелком датчика. При изменении температуры окружающего воздуха объем лигроина меняется. Для компенсации изменения объема лигроина служит компенсационная камера 8, выполненная в виде сильфона и помещающаяся на крышке котелка. Котелок заполняется лигроином через отверстие компенсационной камеры. Это отверстие закрывается винтом с прокладкой. Специальная крышка защищает компенсационную камеру от механических повреждений.

На верхней стороне катушки имеется шкала 9, разделенная на градусы. Шкалу можно наблюдать через смотровое окно 10 с курсовой риской. На крышке котелка возле смотрового окна нанесена стрелка и выгравирована надпись «Направление полета». Эта стрелка помогает при монтаже установить датчик компаса в нужном положении. Стрелка и курсовая черта лежат на одной прямой, проходящей через центр датчика.

Котелок помещают в нактоуз с карданным подвесом 11. Наружное карданное кольцо подвешено в нактоузе при помощи амортизационных пружин 12, которые служат для поглощения ударов при посадке самолета и уменьшения влияния вибрации.

Нактоуз датчика имеет четыре прилива с отверстиями для болтов, при помощи которых датчик крепится на самолете. На крышке нактоуза помещаются четыре пенала 13 для компенсационных магнитов, служащих для уменьшения девиации.

Сбоку датчика имеются два типовых штепсельных разъема. Посредством трехполюсного штепсельного разъема к датчику подключаются указатели. Двухполюсный разъем, расположенный рядом, служит для подключения к датчику напряжения от

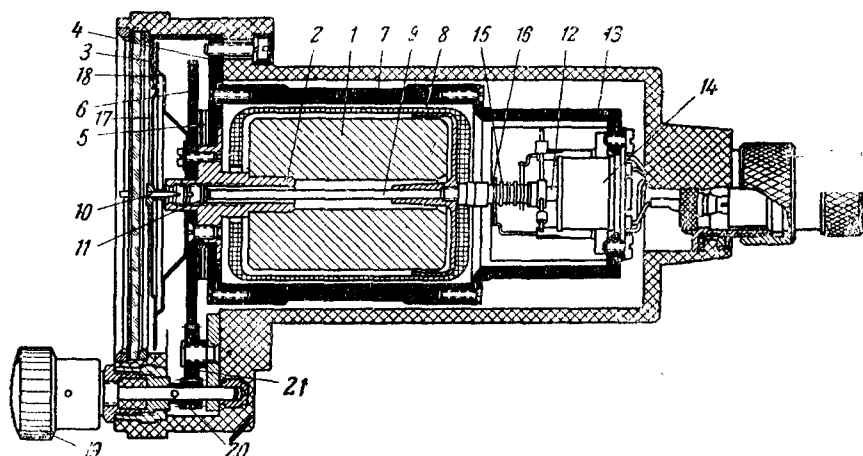


Фиг. 269. Конструкция датчика компаса ПДК-44:

1—полая катушка, 2—магниты, 3—контактные кольца, 4—щетки, 5—котелок, 6—кольцевой потенциометр, 7—мостик, 8—компенсационная камера, 9—шкала, 10—смотровое окно, 11—карданный подвес, 12—амортизационные пружины, 13—пеналы, 14—зажимное кольцо, 15—винт, 16—пружины, 17—кольцо.

бортовой сети. Соединительные проводники от штепсельного разъема к потенциометру и скользящим по нему щеткам проходят через полые цапфы карданного подвеса.

Зажимное кольцо 14, подвешенное к нактоузу на амортизационных пружинах, позволяет несколько повернуть компас в нактоузе при установке компаса на самолете. Винт 15 предназначен для затягивания зажимного кольца.



Фиг. 270. Конструкция указателя компаса ПДК-44:

1 — постоянный магнит, 2 — втулка, 3 — шкала прибора, 4 — плата, 5 — пружинная шайба, 6 — шестерня, 7 — магнитопроводы, 8 — рамки, 9 — ось, 10 — шпилька-кern, 11 — подшипник, 12 — втулка, 13 — консоль, 14 — втулка, 15 — контактные кольца, 16 — щетки, 17 — шкала-указатель, 18 — задатчик курса, 19 — кремальера, 20, 21 — шестерни.

Для предохранения котелка от ударов о зажимное кольцо при резких кренах самолета служит кольцо 17, установленное на пружинах 16.

Указатель ПДК-44. Конструкция указателя компаса ПДК-44 показана на фиг. 270. Подвижная часть прибора, состоящая из трех расположенных под углом  $120^\circ$  друг к другу рамок 8, закреплена на оси 9 и может вращаться в пространстве между цилиндрическим постоянным магнитом 1 и кольцом магнитопровода 7; железное кольцо-магнитопровод скреплено с платой 4. Постоянный магнит наглухо скреплен со втулкой 2, к которой прикреплена шкала прибора 3.

В передний конец оси 9 подвижной системы запрессована шпилька-кern 10, вращающаяся в подшипнике 11, который ввернут в своей оправе во втулку 2. На задний конец оси напрессована втулка 12 с усиками, служащими для балансировки всей подвижной системы. Задний kern в своей оправе вверты-

вается на резьбе во втулку 14, установленную на консоли 13. Консоль 13 привернута винтами к кольцу магнитопровода 7.

Шкала-указатель 17 в виде диска с изображением самолета и курсовой чертой крепится к оси подвижной системы.

Неподвижный задатчик курса со средней вертикальной чертой и двумя вспомогательными курсовыми рисками укреплен винтами на плате 4.

Постоянный цилиндрический магнит вместе со втулкой 2 и шкалой 3, а следовательно, и подвижная система могут быть повернуты по отношению к корпусу прибора в центральном отверстии платы 4. Это отверстие является подшипником для вращающейся части прибора. От продольных люфтов и перекосов предохраняет бронзовая гофрированная пружинная шайба 5, зажатая между платой 4 и вращающей систему шестерней 6.

Поворот системы осуществляется вращением кремальеры 19, связанной через шестерни 20 и 21 с шестерней 6. Вращением кремальеры шкала с магнитом может быть развернута на неограниченный угол в любую сторону. Силы, возникающие в результате взаимодействия между магнитом и токами в рамках подвижной части прибора, заставят стрелку при вращении кремальеры следовать за шкалой; стрелка будет все время на делении шкалы, соответствующем курсу самолета.

В полете вращением кремальеры поворачивают шкалу прибора так, что деление ее, соответствующее желаемому направлению полета, подводится под находящуюся в верхней части прибора среднюю вертикальную черту неподвижного задатчика курса 18. При установленной таким образом шкале, когда самолет летит по курсу, стрелка прибора направлена вверх, на среднюю часть задатчика курса. Отклонение самолета вправо или влево от заданного курса отмечается отклонением стрелки прибора также вправо или влево, что указывает пилоту нужное направление разворота для приведения самолета на курс.

Смещенные на  $30^\circ$  вправо и влево относительно вертикальной черты задатчика курса вспомогательные курсовые риски служат для быстрой оценки величины отклонения самолета от курса. Наличие задатчика курса разгружает пилота от необходимости удерживать в памяти нужный курс самолета.

Ток подводится в подвижные рамки прибора через насаженные на оси 9 контактные кольца 15. По этим контактным кольцам скользят щетки 16, электрически соединенные с трехполюсным штепсельным разъемом.

На втулке 14 помещается намотанное на катушку сопротивление, предназначенное для подогрева контактных колец 15. Подогрев производится для предупреждения образования инея на кольцах при резком повышении температуры после пребывания самолета в холодной атмосфере.

Указатель подключается к датчику компаса при помощи трехполюсного типового штепсельного разъема. Второй двухполюсный штепсельный разъем служит для подключения к бортовой сети сопротивления, подогревающего контактные кольца прибора.

Корпус компаса имеет четыре ушка с самотормозящими гайками для укрепления прибора на приборной доске самолета.

Основные данные компаса ПДК-44. Габаритные и установочные размеры датчика и указателя компаса ПДК-44 даны на габаритных чертежах фиг. 271 и 272; вес датчика 4 кг, вес указателя 1 кг.

Дистанционная передача имеет погрешность не более  $\pm 2^\circ$ . Застой компаса при вибрации не превышает  $\pm 1^\circ$ . Увлечение картушки компаса при угловой скорости 1 об/мин не более  $25^\circ$ . Компас ПДК-44 может работать в диапазоне температур от  $+50$  до  $-60^\circ\text{C}$ . Успокоение компаса в этом диапазоне находится в пределах до 20 сек.

Компас работает от бортовой сети постоянного тока напряжением  $27\text{ В} \pm 10\%$ . Датчик потребляет мощность около 3 Вт; каждый подключаемый указатель также требует около 3 Вт. К датчику может быть подключено одновременно до трех указателей.

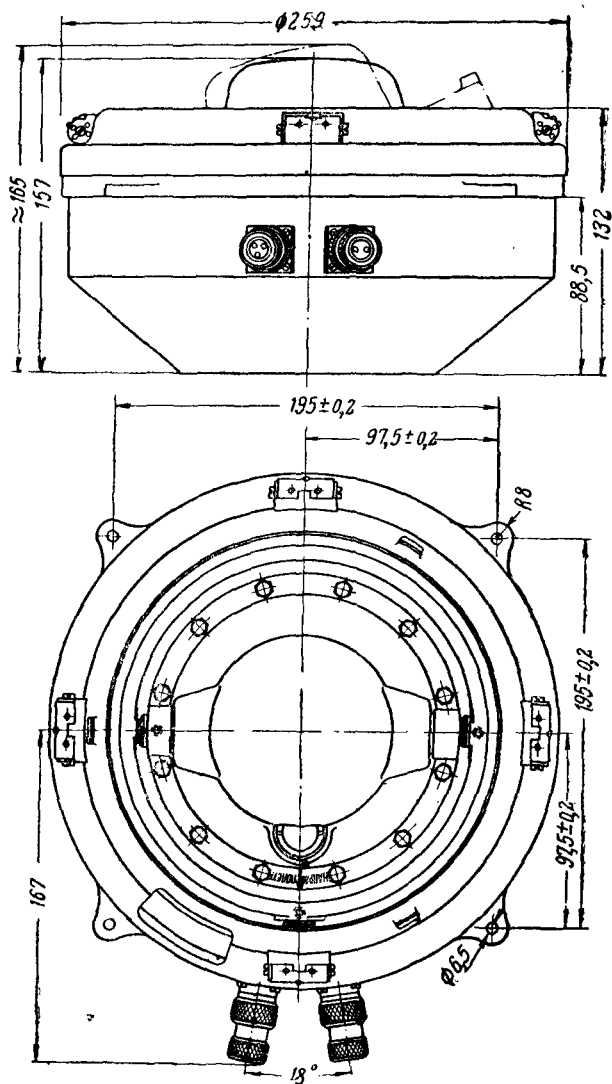
Карданная подвеска обеспечивает сохранение горизонтального положения котелка при наклонах нактоуза до  $20^\circ$  в любую сторону. Девиационное устройство позволяет компенсировать девиацию до  $20^\circ$ . Компас не создает помех радиоприему.

Монтаж компаса ПДК-44. Датчик компаса ПДК-44 монтируют на самолете в месте, наиболее удаленном от воздействия больших магнитных железных или стальных масс, чаще всего в хвостовой части самолета. Для монтажа датчика прибора употребляются детали (винты, штепсели, угольники и т. д.), изготовленные из немагнитного материала.

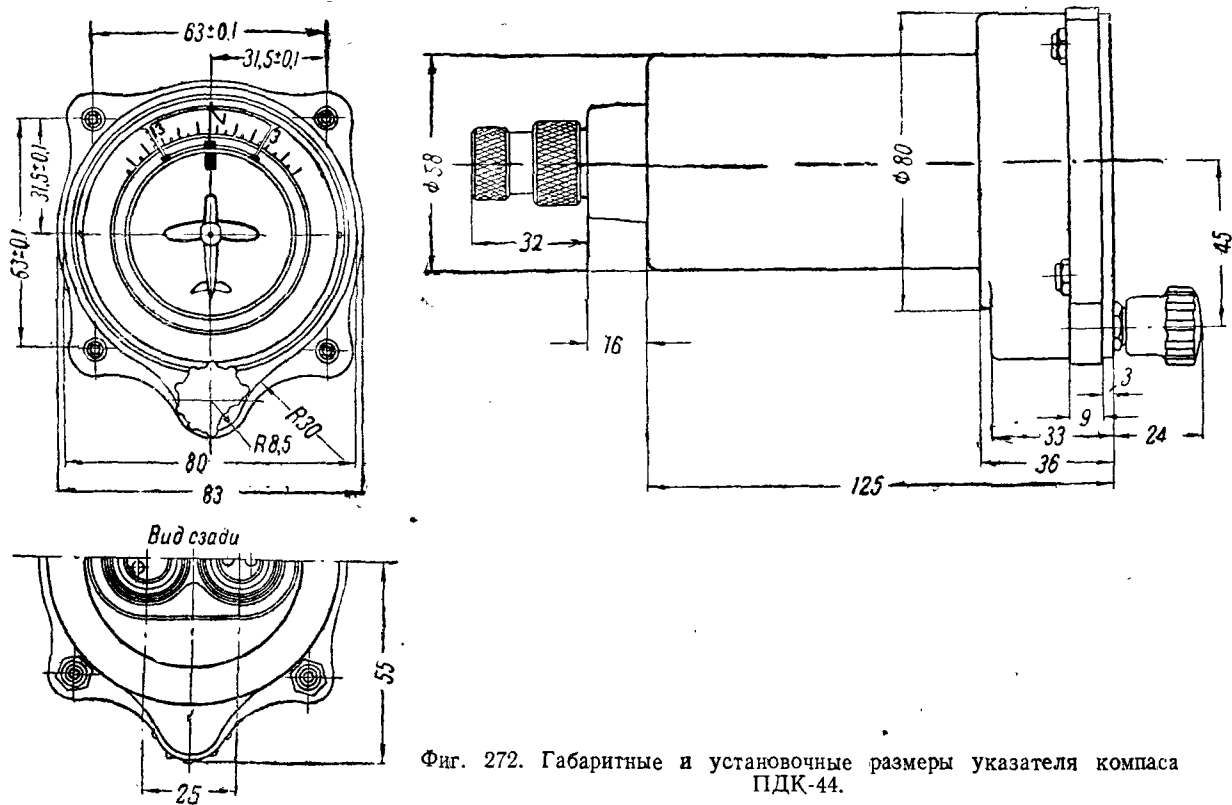
Так как компас ПДК-44 имеет амортизационные пружины, то не требуется дополнительной амортизации крепления датчика. Прибор крепится четырьмя болтами через отверстия в приливах нактоуза. При монтаже нужно оставлять под датчиком свободное пространство до 15 см.

Приливы нактоуза, при помощи которых крепится датчик, должны быть горизонтальными, если самолет установлен в линию горизонтального полета. Датчик компаса устанавливают на самолете так, чтобы надпись на котелке «Направление полета» и стрелки были обращены к передней части самолета, а линия, проходящая через стрелку и центр датчика, была параллельна продольной оси самолета.

Указатели крепятся в любом, удобном для наблюдения положении. Если указатель устанавливается не на амортизирован-



Фиг. 271. Габаритные и установочные размеры датчика компаса  
ПДК-44.

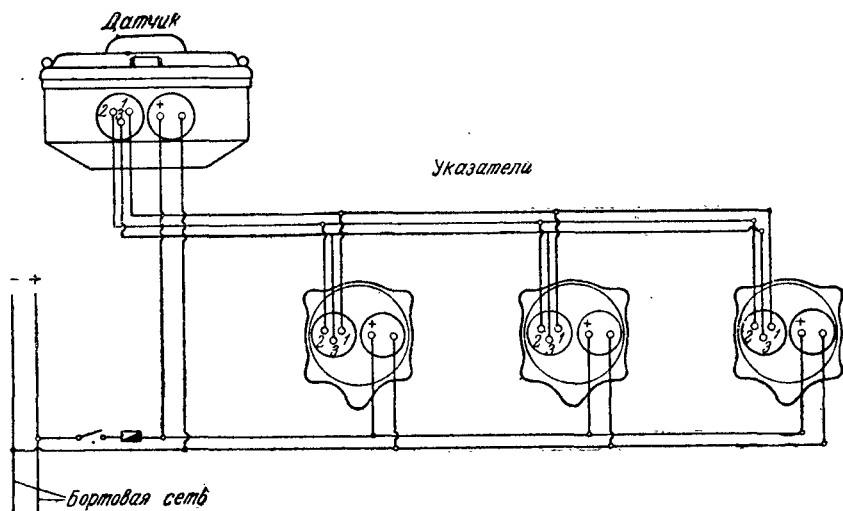


Фиг. 272. Габаритные и установочные размеры указателя компаса ПДК-44.

ной приборной доске, то следует амортизировать датчик так, чтобы вибрация его не превышала 1,5 g. При установке указателей наличие ферромагнитных масс и других факторов, искажающих магнитное поле Земли, не принимается во внимание.

Электрический монтаж схемы производится в соответствии со схемой, изображенной на фиг. 273.

Указатели подключаются к бортовой сети через тот же плавкий предохранитель, что и датчик, для того чтобы перегорание



Фиг. 273. Схема соединения датчика и указателей компаса ПДК-44.

предохранителя вызывало отключение не только датчика, но и указателей. Предохранитель подбирается в зависимости от величины тока, потребляемого датчиком, 110 мА, и тока, потребляемого каждым указателем, 100 мА.

Соединение датчика с указателями производится при помощи трехполюсных штепселей, контакты которых имеют обозначения 1, 2 и 3. Контакты, имеющие одинаковые цифры, соединяются между собой. Монтаж выполняется проводом сечением не менее 1 мм<sup>2</sup>. Провода питания и соединительные прозода следует вести в отдельных кабелях.

Если схема смонтирована верно, то после включения питания указатели повторяют с точностью до  $\pm 2^\circ$  показания датчика, отсчитываемые по курсовой черте в окне его котелка. Шкалы репитеров должны быть при этом развернуты так, чтобы отметка шкалы *N* совпадала со средней вертикальной чертой задатчика курса.

**Устранение девиации.** Уменьшение угла девиации производится закладкой компенсационных магнитов в специальные пеналы, имеющиеся на датчике.

В каждом пенале имеются четыре отверстия для вкладывания магнитов (см. фиг. 269, 13).

Магниты, прилагаемые к компасу, различаются по магнитному моменту.

Магниты, северный полюс которых окрашен в красный цвет, имеют наибольший магнитный момент. Два такие магнита, положенные в пару диаметрально расположенных пеналов, могут отклонить компас до  $4-5^\circ$ ; следовательно, при заполнении пары пеналов этими магнитами можно скомпенсировать девиацию в  $20^\circ$ .

Магниты с окраской северного полюса в желтый цвет дают возможность при закладке двух магнитов в пару диаметрально расположенных пеналов компенсировать девиацию до  $2-2,5^\circ$ .

Магниты с окраской северного полюса в зеленый цвет при тех же условиях компенсируют девиацию в  $1^\circ$ .

Уменьшение девиации производится в соответствии с указаниями, приведенными в четвертой главе, «Магнитные компасы». При устранении девиации и последующем устранении установочной ошибки отсчеты курса ведут по указателю.

Если двигатели самолета не работают, то в момент отсчета следует постукивать по датчику для создания искусственной вибрации, устраняющей застой прибора.

После указанных работ следует при помощи немагнитной проволоки законтрить головки винтов, закрывающих пеналы.

**Пользование компасом ПДК-44.** Компас ПДК-44 является магнитным дистанционным компасом, и все особенности пользования обычным магнитным компасом в полете относятся также к компасу ПДК-44.

Перед каждым ответственным полетом и перед уменьшением девиации производят контрольную проверку компаса, не снимая его с самолета, при работающем двигателе. При контрольной проверке электрическая схема компаса должна быть приключена к источнику постоянного тока напряжением не ниже 20 В; все отсчеты производятся по шкалам указателя.

При контрольной проверке производят следующие испытания:

- 1) постоянным магнитом отводят картушку датчика на угол  $5^\circ$ . После удаления магнита компас должен вернуться в исходное положение с точностью до  $1^\circ$ ;

- 2) постоянным магнитом отводят картушку датчика на угол  $90^\circ$ . Не более чем через 20 сек. после удаления магнита стрелка указателя должна равномерно и плавно вернуться на первоначальное деление с точностью до  $\pm 1^\circ$ ;

3) постоянным магнитом производят разворот картушки датчика в пределах полной окружности. Через каждые  $30^\circ$  сверяют показания, отсчитываемые по курсовой черте смотрового окна его, с показаниями указателей. Расхождение между этими показаниями допустимо не более  $\pm 2^\circ$ .

Шкалы указателей при проверке должны быть установлены так, чтобы нулевая отметка их совпадала со средней вертикальной чертой задатчика курса.

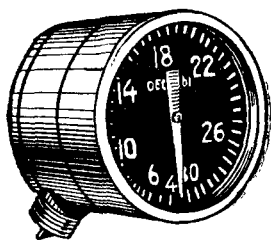


## ГЛАВА СЕДЬМАЯ

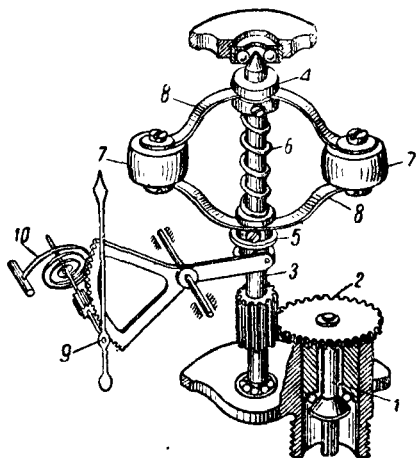
### МЕХАНИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

#### § 43. Центробежный тахометр

Назначение и принцип действия. Центробежный тахометр (фиг. 274) устанавливают на легких одномоторных самолетах для измерения числа оборотов главного вала двигателя. На многомоторных больших самолетах центробежный тахометр вытеснен электрическими тахометрами, обладающими тем преимуществом, что указатель можно отнести



Фиг. 274. Центробежный тахометр.



Фиг. 275. Принципиальная схема центробежного тахометра:

1—передающий валик тахометра, 2—шестерня, 3—ось центробежного узла, 4—неподвижная муфта, 5—подвижная муфта, 6—пружина, 7—грузы, 8—рессорки, 9—стрелка, 10—волосок.

на значительное расстояние от места измерения. Лишь там, где расстояние от двигателя самолета до приборной доски невелико (до 2,5 м), можно устанавливать центробежные тахометры; при больших расстояниях показания прибора неустойчивы.

Прибор построен на принципе использования центробежной силы, развиваемой вращающимся грузом. Принципиальная схема прибора дана на фиг. 275.

Вращение распределительного вала авиационного двигателя передается гибким валом передающему валу 1 тахометра. На оси валика 1 посажена шестерня 2, приводящая во вращение ось центробежного узла 3. На этой оси имеются две муфты 4 и 5, причем верхняя муфта 4 крепится неподвижно, а нижняя 5 может свободно скользить по шпинделю и под действием пружины 6 стремится занять крайнее нижнее положение. Обе муфты соединены с грузами 7 при помощи рессор 8.

Перемещение муфты 5 по оси вызывает поворот зубчатого сектора и стрелки 9. Волосок 10 предназначен для выбирания люфтов. При вращении оси прибора на грузы 7 действует центробежная сила, и они расходятся, сжимая пружину 6 до тех пор, пока упругость последней не уравнивает центробежного усилия. Следовательно, прогиб пружины, фиксируемый стрелкой, является мерой скорости вращения.

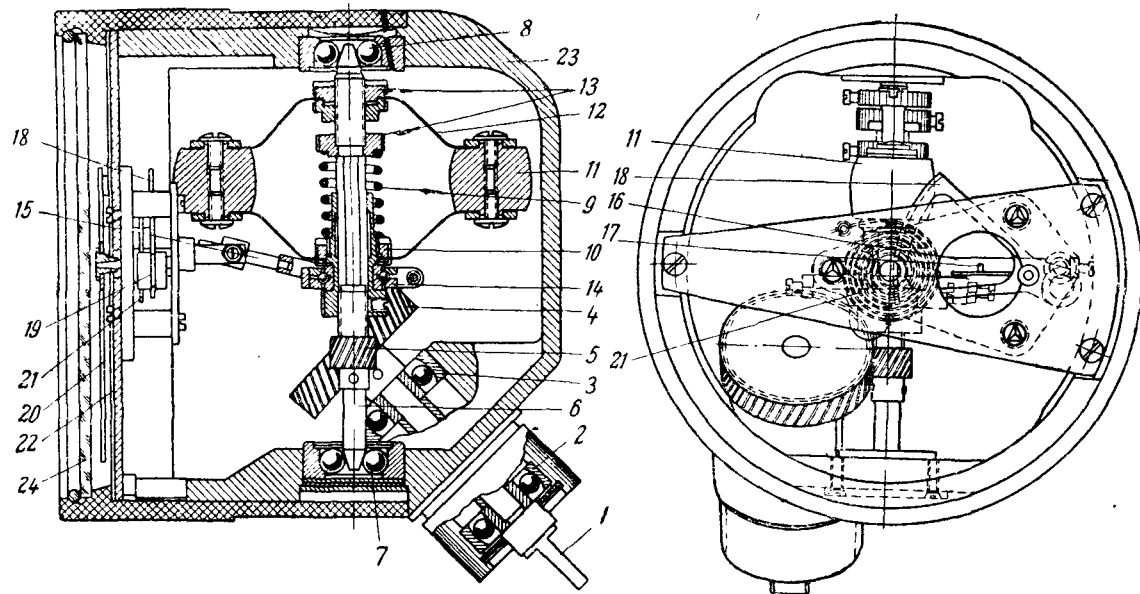
**Конструкция.** Передающий валик 1 (фиг. 276) связан с осью 6 центробежного узла косозубчатыми шестернями с передаточным числом 3,5 : 1. Косозубчатое зацепление позволяет вывести наконечник валика тахометра под углом  $45^\circ$  относительно центробежного узла, вследствие чего устраняются большие углы изгиба гибкого вала. Большие углы изгиба недопустимы, так как они вызывают вибрацию стрелки и нарушают плавность хода прибора.

Все части прибора смонтированы в алюминиевом корпусе диаметром 80 мм. Корпус прибора разъемный и состоит из двух частей. В основной части корпуса 23 помещается весь механизм. Эта часть закрывается спереди шкалой, устанавливаемой на двух винтах. Передняя часть корпуса служит крышкой прибора. Спереди она закрывается стеклом, укрепленным пружинящим кольцом. Части корпуса скрепляются при помощи трех винтов.

Шкала прибора (см. фиг. 274) имеет деления от 400 до 3000 об/мин, нанесенные через 50 об/мин; цифры соответствуют сотням оборотов в минуту главного вала двигателя. Шкала черная; цифры и деления через каждые 200 об/мин покрыты светящейся массой.

**Гибкий вал.** Гибкий вал (фиг. 277) служит для передачи вращения от двигателя к тахометру. Этот вал выдерживает приложенный к нему скручивающий момент до 15 кг/см. При превышении этой нагрузки получают большие остаточные деформации, в результате которых вал может выйти из строя.

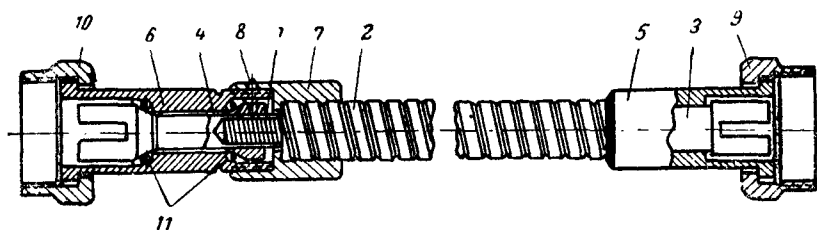
Собственно вал состоит из сердечника (стальной проволоки) и навитых вокруг сердечника в противоположных направлениях четырех концентрических слоев стальной проволоки разной толщины (фиг. 278). Направление наливки чередуется по слоям. Направление наливки верхнего слоя определяет собой направ-



Фиг. 276. Конструкция центробежного тахометра:

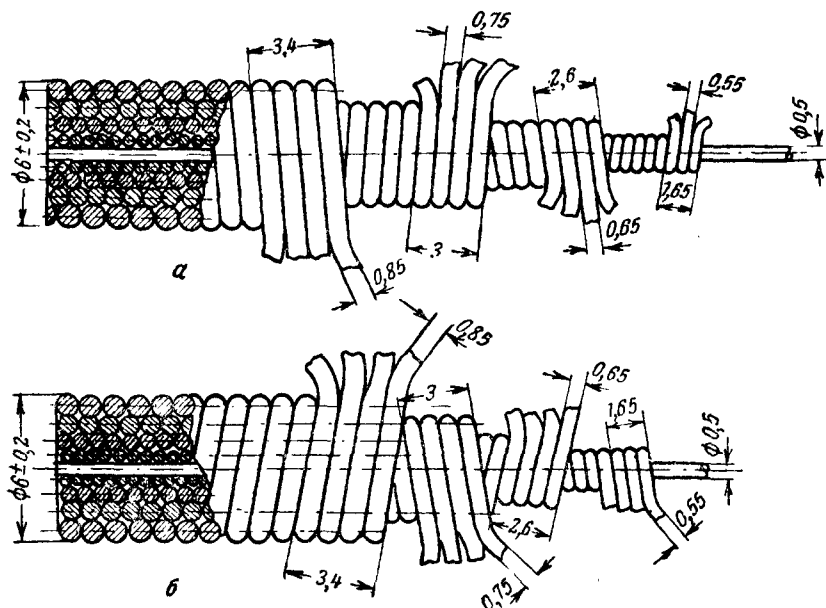
1—передающий валик, 2, 3—шарикоподшипники, 4, 5—шестерни, 6—ось центробежного узла, 7, 8—шарикоподшипники, 9—спиральная пружина, 10—подвижная муфта, 11—грузы, 12—рессорки, 13—неподвижная муфта, 14—шарикоподшипник, 15—поводок, 16—валик, 17—поводок, 18—сектор, 19—трибка, 20—стрелка, 21—волосок, 22—шкала, 23—основание корпуса, 24—стекло.

ление передачи вращения, для которого предназначен данный гибкий вал. После наливки вал подвергается термической обработке и для получения эластичности его механически обжимают на специальных роликах.



Фиг. 277. Гибкий вал центробежного тахометра:

1—гибкий вал, 2—оболочка, 3, 4—наконечники, 5, 6—втулки, 7—гайка, 8—стопорный винт, 9, 10—гайки, 11—шарики.



Фиг. 278. Гибкие валы правого и левого вращения:

а—для двигателей левого вращения, б—для двигателей правого вращения.

Оболочка вала изготавливается из тонкой латунной или стальной ленты в виде цилиндрической спирали, навитой так, что края смежных витков накладываются друг на друга, образуя подвижное соединение. Между краями смежных витков прокладывают хлопчатобумажный шнур, предохраняющий внутрен-

нюю часть оболочки от грязи и пыли и способствующий сохранению смазки внутри оболочки.

На концах гибкого вала напаяны два наконечника, имеющие на своих концах прямоугольные прорезы для присоединения лопаток валиков двигателя и тахометра. Наконечник гибкого вала со стороны двигателя вращается во втулке, припаянной к одному из концов оболочки. Наконечник со стороны тахометра вращается на шариках диаметром 2 мм, помещенных в два ряда, по 17 шариков в ряду.

Для облегчения монтажа и демонтажа некоторые гибкие валы со стороны тахометра снабжаются переходной деталью, которая дает возможность, отвинтив стопорные винты, наконечник и выбив штифт, быстро вынуть вал и заменить его новым.

Центробежные тахометры просты по конструкции, развивают большой вращающий момент и сравнительно несложны в производстве.

Недостатки прибора — неравномерная шкала, сложность балансировки и довольно сильная, почти неустранимая вибрация стрелки.

Монтаж тахометра и гибкого вала. Тахометр устанавливают на приборной доске самолета и прикрепляют к ней стандартным крепежным кольцом.

При выборе гибкого вала необходимо учесть направление вращения его при работе. Гибкий вал собирают в следующем порядке. Разрезают гибкий вал и оболочку на куски нужной длины. Оболочка должна быть короче вала на длину отрезков, впаиваемых в наконечники. Резать вал следует автогеном или ножовкой, после чего надо обработать концы на наждачном круге; оболочку режут ножницами. Не допускается рубить гибкий вал и оболочку зубилом. Перед нарезкой оболочку вала следует три-четыре раза свернуть в бухту диаметром 300—350 мм и без растягивания распустить так, чтобы она пришла в свободное состояние.

Если вал имеет надломы или резкие перегибы, то его надо забраковать.

Все места, предназначенные для спая, тщательно очищают от грязи и масла и лудят следующим образом. Удаляют масло на концах вала на длине 20—25 мм, прогревая концы вала на паяльной лампе до температуры выгорания масла; при этом надо остерегаться перегрева вала и отжига его. После обжигания концы и торцы вала очищают от грязи и зачищают наждачным полотном до металлического блеска. Подлежащие полуде места травят хлористым цинком. Оболочку покрывают ровным слоем полуды на протяжении 4—5 витков спирали.

После лужения нейтрализуют остатки хлористого цинка, промывая луженые места вала и оболочку в насыщенном рас-

творе соды. Затем промывают концы вала и оболочки в горячей воде и вытирают насухо чистой тряпкой. На полуженные концы оболочки напаивают гайку 7 и втулку 5 (см. фиг. 277).

При паянии следует опасаться попадания олова на внутреннюю часть втулки 5, которая является подшипником для наконечника вала. Паяние производят только когда оболочка дойдет до упора. После паяния нужно нейтрализовать остатки кислоты, как указано выше. Затем на конец гибкого вала со стороны двигателя напаивают наконечник 3. При напайании наконечника вала олово надо наливать с торца через узкий зазор между валиком и наконечником. В наконечнике предусмотрены отверстия для наблюдения за протеканием олова. После паяния надо нейтрализовать остатки кислоты раствором соды.

Вал смазывают специальной смазкой и свободным концом протаскивают сквозь оболочку. При этом наконечник вала должен войти до упора во втулку 5. Витки оболочки с другого конца отжимают так, чтобы конец вала выходил за оболочку на 60—70 мм. Вытянутый конец вала закрепляют ручными тисками и хорошо вытирают от масла. Затем напаивают наконечник 4, предварительно собранный вместе с шариками и с надетой на втулку соединительной гайкой. Конец гибкого вала впаивают в наконечник 4 при помощи бескислотных флюсов (например, канифоли).

При использовании подмоченных или засоренных шариков, а также при паянии наконечника 4 на кислоте через небольшой промежуток времени наконечник выходит из строя вследствие быстрого ржавления и срабатывания. При напайании наконечника вала со стороны тахометра нельзя допускать отпуса закаленных шариков втулки.

Припаяв наконечник 4, вытягивают оболочку в нормальное положение и завертывают доотказа конец втулки 6 в гайку 7. Втулку дополнительно закрепляют стопорными винтами 8. Сборку и припайание наконечников надлежит выполнять с большой тщательностью и аккуратностью. Плохая пайка является причиной поломки гибкого вала и выхода прибора из строя. Все втулки и наконечники должны напайаться строго по центру, без перекоса.

До присоединения следует тщательно осмотреть гибкий вал. Направление навивки верхнего слоя должно быть таким, чтобы при работе он закручивался. Следует убедиться в том, что вал свободно и плавно проворачивается. Если наконечник вала дает неплавное проворачивание, то тахометр будет работать с большой вибрацией стрелки. Вместе с тем нельзя допускать слишком больших зазоров в наконечниках, так как они вызывают при работе болтанку и ускоряют износ наконечников.

Перед установкой гибкого вала наконечники слегка смазывают (летом тавотом, зимой маслом). Сначала закрепляют конец, направленный к тахометру, а затем — к двигателю. Оболочку гибкого вала крепят скобочками через каждые 250—300 мм. Число изгибов следует делать минимальным, и радиусы закруглений не должны быть менее 150 мм. Нельзя пережимать оболочку и натягивать вал, а следует давать 1—2 см прогиба от скобы до скобы. Конец гибкого вала со стороны двигателя не должен иметь изгибов на длине 150—200 мм.

Тахометр центробежный ТЦ-45. Тахометр ТЦ-45 представляет собой модернизированный центробежный тахометр. Модернизация проведена для повышения вибрационной устойчивости, механической прочности и повышения эксплуатационной надежности прибора. В отверстие валика машинки ТЦ-45 впрессована бронзовая направляющая втулка, обеспечивающая необходимое направление поводка скобы и исключающая разработку отверстия валика при продолжительной работе.

В тахометре ТЦ-45 изменена конструкция опор центробежного узла. Валик центробежного узла с конусной опорой заменен валиком с шариковой опорой. Увеличен противодействующий момент волоска с 700 до 900 мг·см. Усилены центровые винты машинки, скобы и цапфы валика сектора за счет увеличения их диаметров.

Кроме того, тахометр ТЦ-45 имеет уплотнительные резиновые прокладки между основанием и корпусом прибора, а также под стеклом.

## § 44. Акселерометр

Назначение и принцип действия. При выполнении самолетом крутых виражей и фигур высшего пилотажа возникают центробежные силы, действующие на все части самолета. Эти силы зависят от угловой скорости вращения самолета. Центробежную силу, действующую на какую-либо часть самолета, можно сложить по правилу параллелограмма с силой тяжести. Отношение результирующей силы к силе тяжести называется *перегрузкой* и характеризует увеличение напряжения в материале по сравнению с нормальным полетом, когда действует только сила тяжести (см. стр. 15).

Все части самолета должны быть рассчитаны на предельную величину перегрузки в полете. Длительные перегрузки возникают при крутом вираже, мертвой петле, штопоре, спирали. Непродолжительные, но весьма большие по величине перегрузки возникают при выходе самолета из крутого пикирования. Величина перегрузки может достигать до семи-восьмикратной.

Когда действует только сила тяжести (горизонтальный полет), то величина перегрузки принимается равной единице. Если

самолет летит вверх колесами, то сила тяжести меняет свое направление относительно самолета на  $180^\circ$ ; в этом случае перегрузка имеет отрицательный знак и равна  $-1$ . Если при этом самолет вращается, например, в верхней точке мертвой петли, то перегрузка может равняться нулю при равенстве центростремительной силы и силы тяжести.

Акселерометр (перегрузочный прибор) служит для определения в полете величины перегрузки вдоль вертикальной оси самолета. Действие акселерометра основано на измерении сил инерции, возникающих в элементах прибора при выполнении самолетом эволюций.

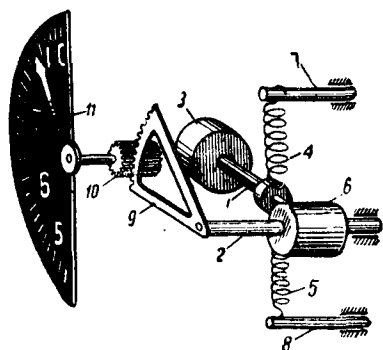
На фиг. 279 изображена принципиальная схема акселерометра. При отсутствии центростремительных ускорений груз 3 удерживается пружинами 4 и 5 в нейтральном положении, и стрелка 11 указывает перегрузку, равную единице.

При наличии центростремительных ускорений на груз 3 действует сила, направленная противоположно ускорению. Под действием этой силы груз 3 преодолевает сопротивление пружин 4 и 5 и поворачивает рычаг 1 вокруг оси 2. С рычагом 1 жестко связан сектор 9, поворачивающий трибку 10 со стрелкой 11.

Поворот стрелки пропорционален величине перегрузки, так как сила, действующая на груз, также пропорциональна перегрузке.

**Конструкция.** В цилиндрическом корпусе (фиг. 280) установлен маятник (рычаг с грузом), поддерживаемый посредством двух цилиндрических пружин в положении, близком к горизонтальному. Движения маятника ограничиваются стойками, на которые надеты резиновые трубки, предназначенные для смягчения ударов маятника. С рычагом груза жестко связан зубчатый сектор. Вращение сектора передается трибке, на оси которой находится главная стрелка прибора. На этой же оси жестко укреплен диск с пальцем, передвигающим стрелку-фиксатор максимальных перегрузок. Стрелка-фиксатор остается в положении максимального отклонения и удерживается от самопроизвольного отклонения храповым колесом и собачкой.

Для возвращения стрелки-фиксатора в нулевое положение служит кнопка, при нажатии на которую освобождается храпо-

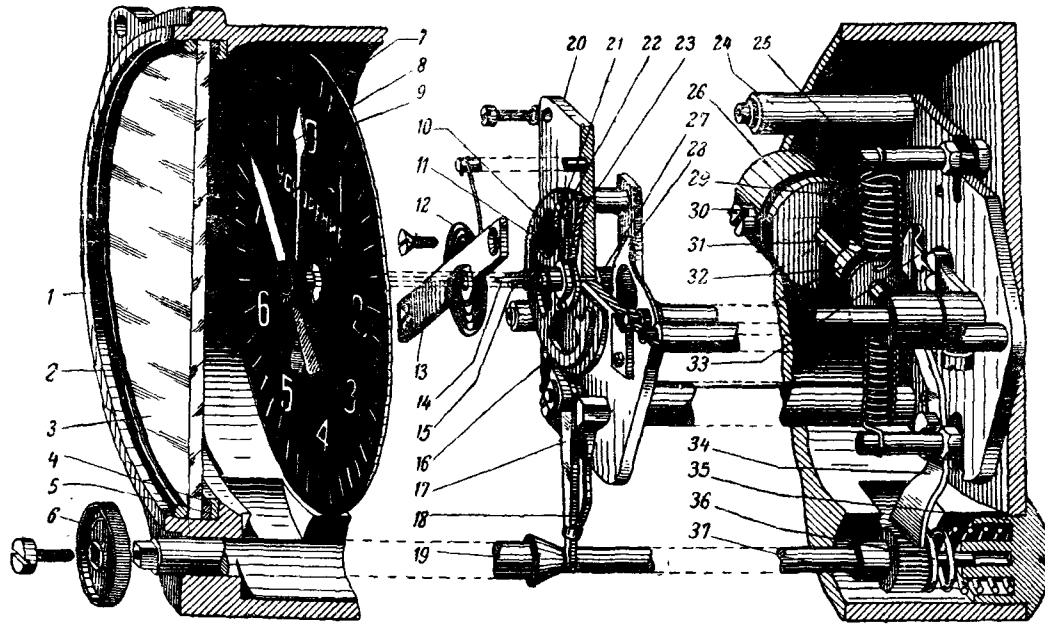


Фиг. 279. Принципиальная схема акселерометра:

1—рычаг, 2—ось рычага, 3—груз, 4, 5—пружина, 6—муфта, 7, 8—стойки пружин, 9—сектор, 10—трибка, 11—стрелка.

Фиг. 280.  
Конструкция  
акселерометра:

1—корпус, 2—прижимное кольцо, 3—стекло, 4—рант, 5—резиновая прокладка, 6—кнопка стопора, 7—фиксирующая стрелка, 8—индикаторная стрелка, 9—шкала, 10—подвижный диск, 11—храповое колесо, 12—волосок, 13—верхняя платинка, 14—ось индикаторной стрелки, 15—ось фиксирующей стрелки, 16—собачка, 17—рычаг собачки, 18—пружина рычага, 19—ось стопора, 20—верхнее основание, 21—кулачок подвижного диска, 22—кулачок храпового колеса, 23—горбатая пружина, 24—стойка механизма с упором, 25—стойка пружины, 26—груз, 27—трибка, 28—сектор, 29—спиральная пружина, 30—контрастный винт, 31—ось груза, 32—муфта, 33—рычаг стопора, 34—сектор стопора, 35—пробка оси стопора, 36—возвратная пружина, 37—шестерня стопора.



вое колесо; при этом стрелка под действием волоска, установленного на ее оси, возвращается в нулевое положение. Эта же кнопка служит для застопоривания рычага с грузом на то время, когда прибором не пользуются.

Для отсчета показаний шкала прибора разградуирована в единицах ускорения силы тяжести  $g$ ; цена деления  $0,2 g$ . Деления на шкале расположены так, что положительные ускорения (от 0 до  $7 g$ ) нужно отсчитывать от нуля по часовой стрелке, а отрицательные (от 0 до  $-1 g$ ) против часовой стрелки. Точка шкалы с цифрой  $-1$  соответствует одновременно ускорениям  $+8$  и  $-1 g$ . Цифры на шкале, деления и стрелка покрыты светящейся массой.

При монтаже акселерометра следует обеспечить удобство пользования прибором, минимальное влияние на него вибраций и правильность расположения шкалы (0 шкалы должен быть вверху).

Прибор крепят при помощи четырех болтов.



## ГЛАВА ВОСЬМАЯ

### НАВИГАЦИОННЫЕ ИНСТРУМЕНТЫ

#### § 45. Визир ОПБ-1м

Назначение и устройство. Визир ОПБ-1м (фиг. 281) является оптическим прицелом для бомбометания, но его используют и для аэронавигации. Этот визир позволяет определять угол сноса и путевую скорость, измерять курсовые углы, пеленги и вертикальные углы ориентиров<sup>1</sup>.

На фиг. 282 показана схема визира ОПБ-1м, который представляет собой оптическую трубу, имеющую увеличение  $\times 1,2$  с полем зрения  $32^\circ$ . Внутри трубы в ее фокусе находится уровень, служащий для приведения трубы в строго вертикальное положение. Внизу под линзой объектива имеется неподвижная призма, принимающая лучи от вращающейся призмы, которая приводится в движение червячным приводом и барабаном-рукояткой с градусной кольцевой шкалой. Это позволяет визировать через трубу любые земные объекты и совмещать их изображение с видимым в поле зрения трубы пузырьком уровня, даже если эти предметы и не находятся на одной вертикали с центром объектива. Окуляр трубы имеет приспособление для установки на требуемую резкость изображения.

Поворот подвижной призмы допускает изменение углов визирования от  $+75^\circ$  до  $-15^\circ$  и позволяет измерять вертикальные углы ориентиров. Шкала вертикальных углов нанесена по окружности барабана-рукоятки призмы.

В поле зрения трубы видна шкала (фиг. 283) с делениями, соответствующими делениям барабана-рукоятки от  $-15$  до  $+75^\circ$ . Шкала позволяет отсчитывать угол, под которым направлен визирный луч, не отрывая глаз от окуляра. В поле зрения трубы видны три параллельные и одна перпендикулярная им линия. На средних взаимно перпендикулярных линиях нанесены шкалы вертикальных углов от нуля до  $15^\circ$  для измерения вер-

---

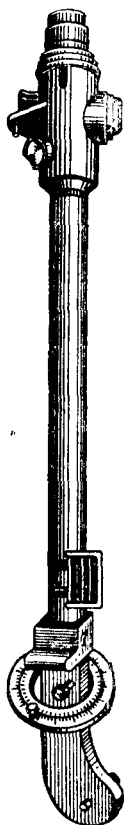
<sup>1</sup> Вертикальным углом ориентира называется угол между вертикалью и линией визирования ориентира.

тикальных углов до  $15^\circ$ , а также для измерения вертикальных углов объектов, выходящих за пределы установки призмы (от  $75$  до  $90^\circ$ ).

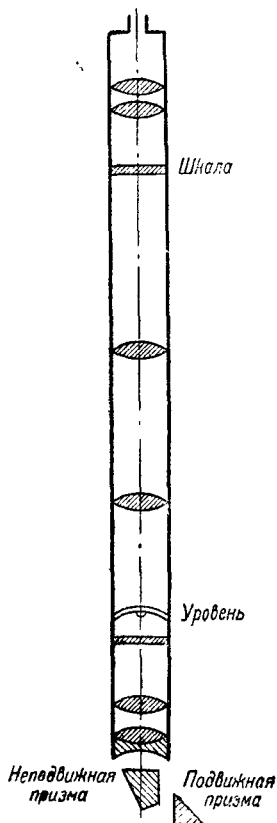
Снаружи окуляра имеется кольцо с градусными делениями, с которым связан видимый в поле зрения трубы треугольный индекс. Индекс можно установить на желаемый отсчет вертикального угла, тогда при вращении призмы у этого отсчета будет слышен легкий щелчок, что позволяет останавливать вращение призмы на заранее заданном угле.

Для удобства промеров путевой скорости на визире укреплен секундомер. При работе в ночном полете внутренняя шкала и уровень освещаются.

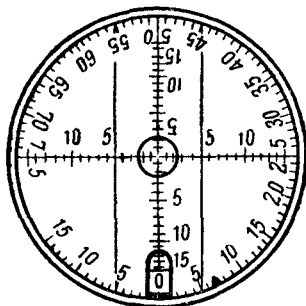
В нижней части визира имеется карданное кольцо с двумя пальцами для уста-



Фиг. 281.  
Навигационный  
визир ОПБ-1м.



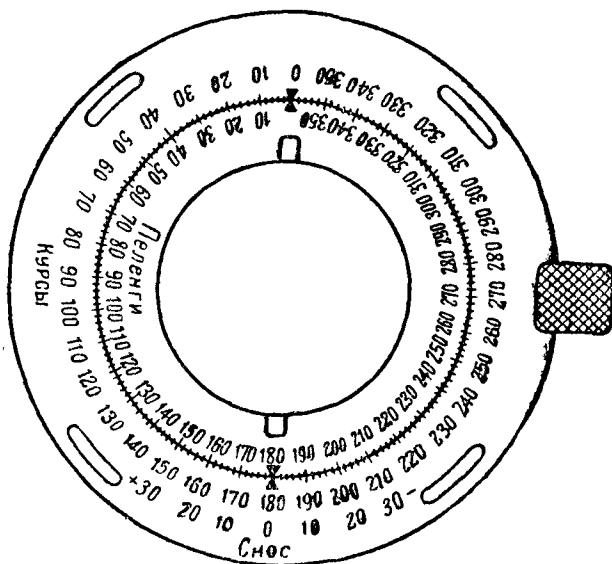
Фиг. 282. Схема  
устройства ОПБ-1м.



Фиг. 283. Шкала визира  
ОПБ-1м.

новки визира в подставке (пяте) (фиг. 284). Пята визира укрепляется на полу кабины штурмана над отверстием, предназначенным для выпуска наружу призмы визира. Основанием пяты визира является кольцо, на поверхности которого нанесена шкала курсов от  $0$  до  $360^\circ$ . Внутри этого кольца помещается подвижное кольцо со шкалой пеленгов с делениями от  $0$  до  $360^\circ$ . Индекс подвижного кольца против деления  $180^\circ$  служит для

стсчета углов сноса по шкале на неподвижном кольце. Для закрепления подвижного кольца на каком-либо отсчете служит ножной тормоз. Пяту визира устанавливают на самолете так, чтобы диаметр неподвижного кольца  $0-180^\circ$  был точно параллелен продольной оси самолета, а шкала углов сноса обращена назад.



Фиг. 284. Подставка к визирю ОПБ-1м.

**Определение угла сноса.** Существует несколько способов измерения угла сноса визиром ОПБ-1м.

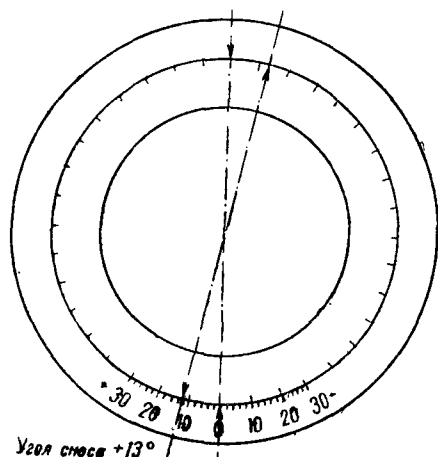
Для измерения углов сноса способом обратного визирования штурман вставляет визир в пяту и, нажав ногой на тормоз, устанавливает визир так, чтобы обзор был в хвост самолета, после чего ставит призму в нулевое положение (обзор — вниз по вертикали); при этом он держит визир так, чтобы пузырек уровня находился в центре поля зрения. Заметив под собой какой-либо предмет, проектирующийся под пузырек уровня, штурман поворачивает визир так, чтобы этот предмет двигался по средней нити визира, и в тот момент, когда предмет виден под вертикальным углом около  $50^\circ$ , вращением барабана возвращает его в центр пузырька, замечает показание компаса и отсчитывает угол сноса по пяте визира (фиг. 285). Во время промера легчик должен строго соблюдать курс и заданный режим.

Такие измерения повторяют несколько раз и берут среднее

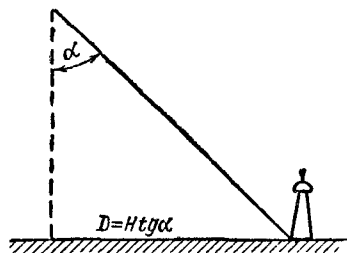
значение угла сноса и средний курс во время промера. Точность измерения угла сноса в полете составляет 1—2°.

Определение путевой скорости. Для определения путевой скорости штурман ставит визир в пята так, чтобы обзор был в хвост самолета, а призму устанавливает на нуль; затем, определив по высотомеру истинную высоту, он сообщает летчику о начале промера.

Повернув диаметральную нить примерно на угол сноса, штурман ожидает появления визирной точки и в момент



Фиг. 285. Определение угла сноса визиром ОПБ-1м.



Фиг. 286. Определение путевой скорости.

прохождения ее через центр пузырька уровня включает секундомер. Наблюдая за визирной точкой и установив треугольный индекс на угол 45°, он удерживает визирную точку впереди пузырька уровня на краю поля зрения. Когда рукоятка попадает на защелку, установленную на 45°, штурман прекращает вращать рукоятку и в момент прихода визирной точки в центр пузырька останавливает секундомер. Промер повторяют несколько раз и берут среднее из отсчетов.

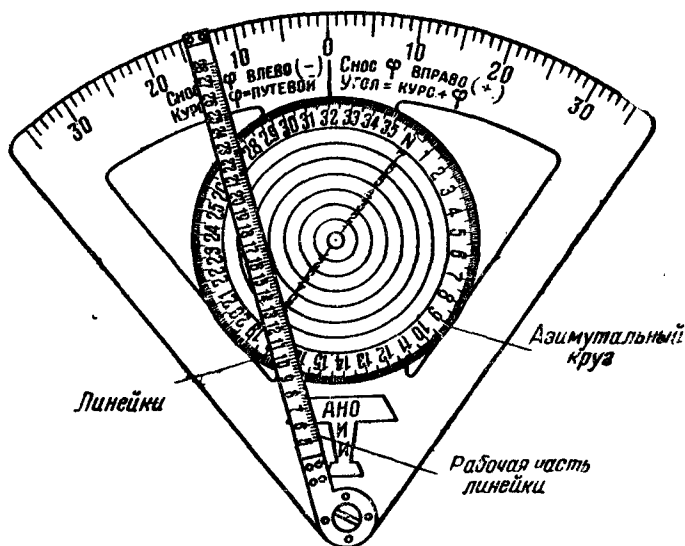
Таким образом определяется продолжительность пролета расстояния, равного высоте полета. Из фиг. 286 видно, что пройденное за время визирования расстояние равно высоте (по свойству прямоугольного треугольника угол  $\alpha = 45^\circ$ ). По этим данным рассчитывается путевая скорость  $W = \frac{S}{t}$ .

При помощи визира можно определить также дистанцию ориентира. *Дистанцией ориентира* называется расстояние от ориентира до места, над которым находится самолет (см. фиг. 286). Дистанцию определяют на основании истинной высоты полета и вертикального угла ориентира. Из фиг. 286 видно, что дистанция  $D = H \operatorname{tg} \alpha$ ; дистанцию вычисляют при помощи аэронавигационной линейки.

## § 46. Ветрочет

Назначение и устройство. Для графического решения задач по определению курсов и путевой скорости служит ветрочет (фиг. 287), состоящий из сектора, азимутального круга и линейки.

Основанием прибора является *сектор*, по дуге которого в обе стороны от осевой линии, отмеченной цифрой 0 и называе-



Фиг. 287. Ветрочет.

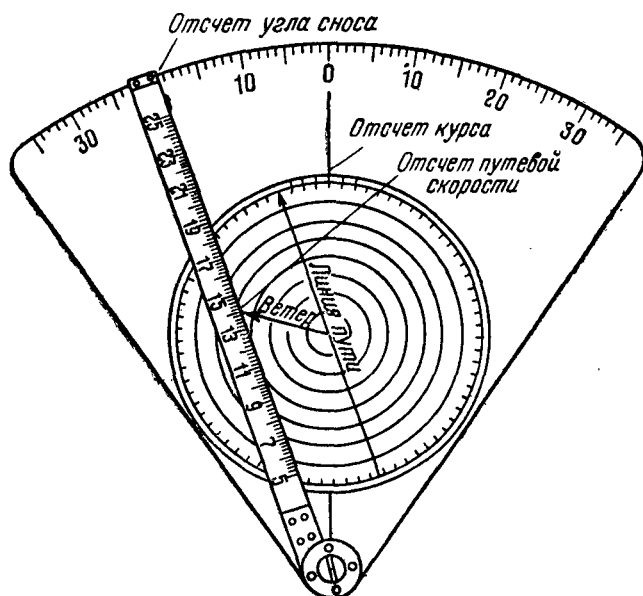
мой *курсовой чертой*, нанесена шкала сноса с ценой деления  $1^\circ$ . По осевой линии сектора имеется прорезь для передвижения по ней вдоль курсовой черты азимутального круга.

*Азимутальный круг* закрепляется в прорези барашком; после закрепления круг вращается свободно. Круг имеет шкалу, разделенную на  $360^\circ$ . На поверхности круга имеется ряд concentric окружностей, на которых нанесены цифры, обозначающие скорость ветра в десятках километров в час. Азимутальный круг служит для установки курсов, заданных путевых углов, для нанесения точки ветра и других расчетов. На круге прочерчивают карандашом путевые линии, путевые дуги, вектор ветра и т. д.; прочерченные линии можно легко стереть резинкой.

*Линейка* вращается около вершины угла сектора и перемещается другим концом по дуге шкалы сносов. На линейке нанесена шкала скоростей в километрах в час. Рабочей гранью линейки является правый ее обрез со скошенной гранью. Линейка

служит для установки центра круга на данную воздушную скорость, для проведения путевых линий и путевых дуг, для отсчетов путевой скорости и выполнения других расчетов.

Круг устанавливают на данную воздушную скорость следующим образом. Ставят линейку рабочей стороной на нуль шкалы сносов; затем, освободив барашек, передвигают азимутальный круг так, чтобы центр его совместился с отсчетом воздушной



Фиг. 288. Определение курса, путевой скорости и угла сноса по ветрочету.

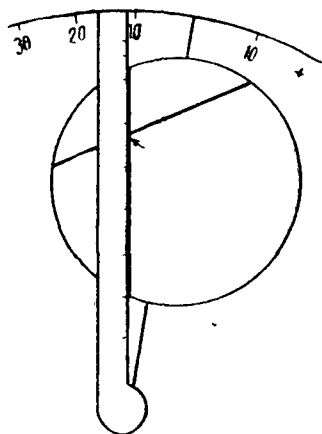
скорости на линейке, и зажимают барашек. Для установки круга на данный курс вращают круг и устанавливают заданное деление курса против курсовой черты сектора.

При помощи ветрочета решают все задачи по определению элементов навигационного треугольника, а также другие задачи; ниже приводится пример задачи, решаемой при помощи ветрочета.

Курсы и путевые скорости для следования по заданной линии пути рассчитывают при помощи ветрочета следующим образом. Центр азимутального круга ставят в соответствии с воздушной скоростью. После этого поворачивают азимутальный круг так, чтобы против курсовой черты сектора остановилось соответствующее деление заданного путевого угла, и проводят

вдоль линейки карандашом линию пути через весь круг. На конце линии пути, стоящей против заданного угла, ставят стрелку.

Затем на азимутальный круг наносят вектор ветра, для чего против курсовой черты ставят то деление азимутального круга, которое соответствует направлению ветра («куда дует»). Подведя к курсовой черте линейку, проводят от центра круга вдоль линейки вверх линию вектора ветра. Конец вектора будет на той окружности, оцифровка которой соответствует скорости



Фиг. 289. Нахождение на ветрочете точки ветра по двум углам сноса.

ветра, или в промежутке между окружностями, если величина скорости ветра не равна целому десятку километров. После этого, удерживая линейку обрезом на конце вектора ветра, поворачивают круг так, чтобы диаметр — заданная линия пути — стал параллельно линейке (фиг. 288).

Против курсовой черты отсчитывают по азимутальному кругу курс самолета и по линейке против конца вектора ветра — путевую скорость. Конец линейки, скользящий по сектору ветрочета, дает отсчет угла сноса, который будет в полете с этим курсом. Полученный истинный курс переводят в компасный.

Определение ветра по двум углам сноса. Определение ветра в полете по способу двух

углов сноса производится следующим образом. Штурман предупреждает летчика о начале промера и указывает ему какой-либо курс. Летчик обязан держать заданный курс и сохранять неизменными высоту полета и воздушную скорость. На этом курсе штурман промеряет угол сноса и затем задает летчику второй курс, отличающийся от первого на  $40\text{--}50^\circ$ , и промеряет угол сноса на втором курсе. Затем штурман вычисляет истинную воздушную скорость по показаниям указателя скорости при промере.

После этого задача определения ветра решается на ветрочете. Для этого устанавливают лимб ветрочета на истинную воздушную скорость, устанавливают против курсовой черты первый магнитный курс самолета, ставят линейку на угол сноса при первом курсе и по обрезу ее проводят на лимбе первую путевую линию. Затем поворачивают лимб ветрочета, устанавливают второй магнитный курс, ставят линейку на угол сноса при втором курсе и проводят на лимбе вторую путевую линию. Пересечение путевых линий даст точку ветра (фиг. 289).

### § 47. Счетная аэронавигационная линейка

Назначение и устройство. Счетная аэронавигационная линейка (фиг. 290) предназначена для быстрого выполнения аэронавигационных расчетов. Шкалы ее не равномерные, а логарифмические.

Логарифмическая шкала строится следующим образом. На обычной равномерной шкале в начале шкалы следовало бы нанести нуль, а в конце единицу, но так как  $0 = \lg 1$ , а  $1 = \lg 10$ , то на логарифмической линейке в начале шкалы ставят 1, а в конце 10.

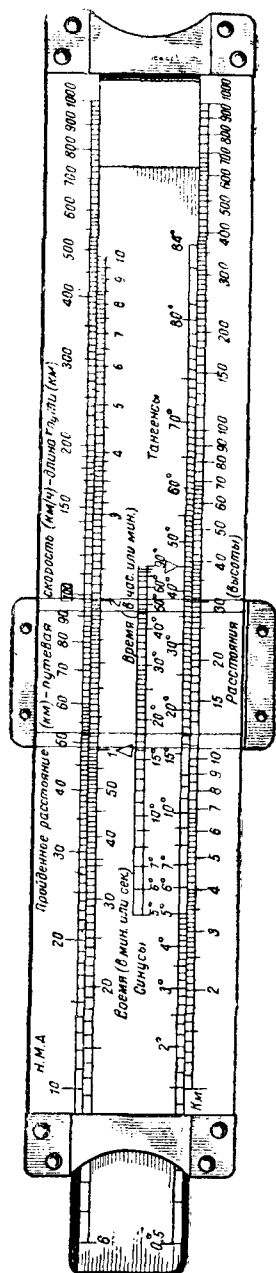
Деление 2 помещают на отрезке, отношение которого ко всей длине линейки равно  $\lg 2 = 0,301$ ; деление 3 помещают в конце отрезка, соответствующего  $\lg 3 = 0,447$ . Эти отсчеты наносят крупными штрихами, а промежутки между ними разбивают средними штрихами, размещая их не равномерно, а так, чтобы отношение расстояния каждого штриха от единицы ко всему основному отрезку равнялось логарифму того числа, которое соответствует этому штриху на равномерной шкале. Отрезки между средними штрихами делят мелкими штрихами по тому же принципу.

Шкала подобной линейки обладает тем свойством, что любому отсчету этой шкалы  $x$  отвечает отрезок, пропорциональный не  $x$ , как на равномерной шкале, а  $\lg x$ . Логарифмические шкалы дают возможность делать умножение и деление, пользуясь известными свойствами логарифмов:

$$\lg xy = \lg x + \lg y;$$

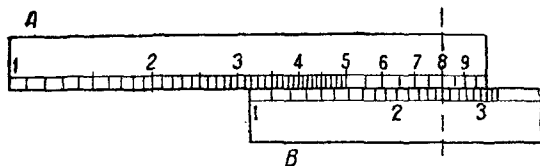
$$\lg \frac{x}{y} = \lg x - \lg y.$$

Если надо перемножить два числа (фиг. 291), например 3,2 и 2,5, то к отрезку шкалы, соответствующему 3,2 на шкале  $A$ ,



Фиг. 290. Счетная аэронавигационная линейка.

прибавляют отрезок шкалы *B*, соответствующий 2,5, и против отметки 2,5 шкалы *B* прочитывают по шкале *A* искомый результат (в данном случае 8). Подобным же образом производят деление чисел при помощи вычитания логарифмов.



Фиг. 291. Умножение на аэронавигационной линейке.

Аэронавигационная счетная линейка (см. фиг. 290) состоит из *основания*, *движка* и *бегунка* с визирной нитью. На основании и движке нанесены логарифмические шкалы. Для удобства выполнения специальных аэронавигационных расчетов на шкалах имеются специальные индексы. Аэронавигационные задачи — расчет высоты, воздушной и путевой скорости и т. д. — решаются по формулам, которые легко привести к логарифмическому виду и можно решить на логарифмической линейке.



## ГЛАВА ДЕВЯТАЯ

### ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

#### § 48. Некоторые сведения из механики

**Абсолютное и относительное движение.** Движение тела называется *абсолютным*, если оно рассматривается по отношению к предметам, находящимся в покое. Движение называется *относительным*, если оно рассматривается по отношению к предметам, находящимся в движении. Понятие абсолютного движения является условным, так как нет абсолютно неподвижных тел.

В большинстве случаев считают Землю находящейся в покое, а движение относительно Земли условно принимают за абсолютное. Например, движение самолета относительно воздуха является относительным, а движение самолета относительно Земли принимают за абсолютное движение. Движение воздуха относительно Земли в этом случае называется *переносным движением*. Если воздух неподвижен относительно Земли, т. е. если нет ветра, то относительное движение самолета совпадает с его абсолютным движением.

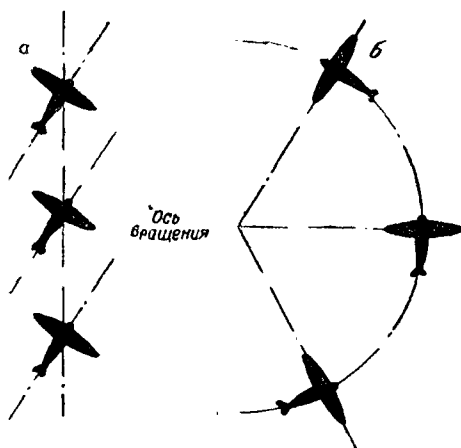
Для гироскопа Землю нельзя считать неподвижной, так как ее вращение оказывает влияние на ось гироскопа. В этом случае, как мы увидим ниже, движение гироскопической оси относительно Земли будет относительным движением, а за абсолютное движение принимают движение оси гироскопа по отношению к мировому пространству, т. е. к неподвижным звездам.

**Поступательное и вращательное движение.** Движение твердого тела называется поступательным, если скорость и ускорение всех точек тела в каждый момент времени равны по величине и одинаково направлены. При поступательном движении любая прямая, проведенная между двумя точками тела, не меняет своего направления. Например, движение самолета по неизменному курсу является поступательным движением (фиг. 292,а).

Характерной величиной для поступательного движения является его скорость, измеряемая приращением пройденного

телом пути в единицу времени. Скорость поступательного движения называется *линейной скоростью движения*.

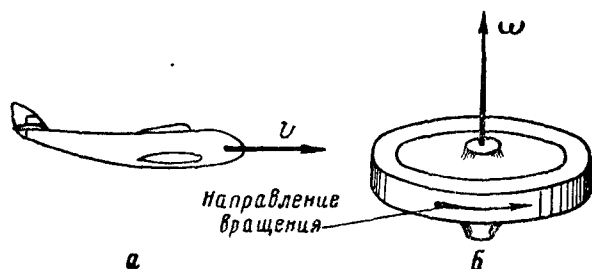
Линейную скорость можно изобразить в виде отрезка прямой, величина которого будет характеризовать величину ско-



Фиг. 292. Поступательное (а) и вращательное (б) движение самолета.

рости, а направление отрезка — направление скорости в пространстве (фиг. 293,а); такой отрезок прямой называется *вектором*.

*Вращательным движением* твердого тела вокруг неподвижной оси называется такое движение, при котором любая точка



Фиг. 293. Векторное изображение линейной (а) и угловой (б) скорости.

тела будет находиться на неизменном расстоянии от оси вращения. Например, движение самолета при правильном вираже является вращательным движением, причем ось вращения проходит вне самолета и направлена вертикально по отношению к Земле (см. фиг. 292,б).

Вращательное движение характеризуется так называемой *угловой скоростью*, измеряемой изменением угла поворота тела в единицу времени. Если известно число оборотов тела в минуту, то угловая скорость при равномерном движении равна:

$$\omega = \frac{2\pi n}{60},$$

где  $n$  — число об/мин.

Угловую скорость также можно изобразить в виде вектора, направленного вдоль оси вращения (см. фиг. 293,б). При этом величиной вектора выражают угловую скорость тела, а направление вектора выбирают так, чтобы при наблюдении со стороны конца, отмеченного стрелкой, было видно тело, вращающееся против часовой стрелки.

Законы движения тел для вращательного движения вполне аналогичны соответствующим законам для поступательного движения.

**Понятие о мгновенной скорости.** Если тело движется неравномерно или криволинейно, то, хотя скорость точек тела непрерывно изменяется, все же в каждый момент времени любая точка имеет вполне определенную линейную скорость, называемую *мгновенной*.

При поступательном движении мгновенная скорость всех точек тела одинакова и равна линейной скорости движения тела в данный момент.

При вращательном движении тела его угловая скорость в данный момент называется также мгновенной. В этом случае каждая точка тела имеет некоторую мгновенную линейную скорость, зависящую от расстояния данной точки от оси вращения:

$$v = \omega R,$$

где  $v$  — мгновенная линейная скорость точки;

• — мгновенная угловая скорость тела;

$R$  — расстояние от точки до оси вращения (радиус вращения).

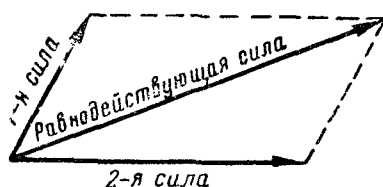
**Сложение и разложение сил.** В природе всякое тело подвержено действию различных сил. Например, на летящий самолет действует сила тяжести, сила сопротивления воздуха, сила тяги винта.

Силу, действующую на тело, можно также изображать в виде вектора, причем точка приложения вектора соответствует точке приложения силы. Если силы, действующие на тело, приложены к одной точке (например, к центру тяжести тела), то можно складывать силы по правилу параллелограмма, от этого суммарное действие их на тело не меняется.

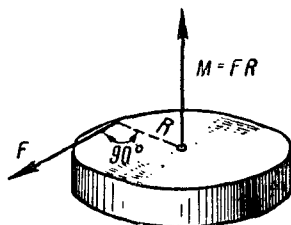
Сила, которая производит на тело то же действие, что и совокупность данных сил, называется *равнодействующей* (фиг. 294).

Любую силу можно разложить по двум направлениям по правилу параллелограмма. Например, силу давления воздуха, действующую на самолет, можно разложить на *силу лобового сопротивления*, действующую вдоль оси самолета, и *подъемную силу*, действующую на самолет по вертикали вверх.

Если сила приводит тело во вращательное движение вокруг закрепленной оси, то важно знать не только величину силы, но и отдаленность ее от оси вращения. Тяжелый маховик мож-



Фиг. 294. Сложение сил по правилу параллелограмма.



Фиг. 295. Момент силы.

но повернуть, держась за его обод, но его нельзя сдвинуть с места, держась за точки вблизи оси.

Кратчайшее расстояние от оси вращения до направления силы называется *плечом силы* (фиг. 295).

Вращательное действие силы на тело характеризуется моментом силы, равным произведению силы на плечо<sup>1</sup>:

$$M = F \cdot R \text{ гсм,}$$

где  $F$  — сила, г;

$R$  — плечо, см.

Момент силы также может быть изображен в виде вектора. Вектор момента изображается направленным вдоль оси вращения. Величина вектора характеризует величину момента силы, а направление вектора таково, что при наблюдении со стороны конца, помеченного стрелкой, тело стремится повернуться под действием момента против часовой стрелки (см. фиг. 295).

Моменты сил, так же как и силы, можно складывать и разлагать по правилу параллелограмма.

<sup>1</sup> В этой формуле принимаем, что сила действует перпендикулярно к оси; если сила действует под углом  $\alpha$  к оси, то момент равен:

$$M = F \cdot R \cdot \sin \alpha.$$

Ускорение тел под действием сил. Если на тело не действуют никакие силы или если на него действует несколько сил, геометрическая сумма которых равна нулю, то тело не получает никакого ускорения, т. е. оно остается в покое или продолжает двигаться равномерно и прямолинейно с той скоростью, какая была придана телу ранее действовавшими силами. Например, самолет движется прямолинейно и с постоянной скоростью, если сила тяги винта уравнивает силу лобового сопротивления, а подъемная сила уравнивает силу тяжести.

Точно так же в случае вращательного движения, если на тело действует несколько сил, сумма моментов которых относительно оси вращения равна нулю, тело не получает никакого углового ускорения, т. е. оно остается в покое или продолжает вращаться с той постоянной угловой скоростью, какая была придана телу ранее действовавшими моментами сил. Например, винт самолета вращается с постоянным числом оборотов (или, что то же самое, с постоянной угловой скоростью), если вращающий момент, приложенный к коленчатому валу со стороны двигателя, полностью уравновешен моментами сил трения в подшипниках и моментами сил сопротивления воздуха.

Если сумма сил, действующих на тело, не равна нулю, то тело получает ускорение, т. е. увеличение скорости, направленное в сторону равнодействующей силы и пропорциональное ей.

Основной закон динамики выражается следующей формулой:

$$F = m \cdot a,$$

где  $F$  — сила, г;

$m$  — масса тела, г сек<sup>2</sup>/см;

$a$  — ускорение, см/сек<sup>2</sup>.

Ускорение измеряется приращением скорости в единицу времени.

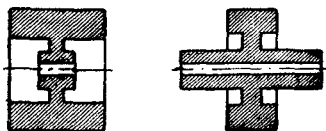
Масса тела характеризует его *инертность*, т. е. сопротивление действию сил.

В случае вращательного движения инертность тела характеризуется не массой, а его моментом инерции. *Момент инерции* тела зависит от распределения массы тела относительно его оси вращения. Например, два маховика имеют одинаковую массу, но у первого маховика масса распределена в основном по его ободу, а у второго — сосредоточена во втулке (фиг. 296). Первый маховик обладает значительно большим моментом инерции, поэтому для сообщения обоим маховикам одинакового ускорения в первом случае необходимо прило-

жить значительно больший момент силы, чем во втором. Одно и то же тело имеет разные моменты инерции вокруг различных осей.

Основной закон динамики для вращательного движения выражается следующей формулой:

$$M = I\varepsilon,$$



где  $M$  — момент силы относительно оси вращения,  $гсм$ ;

$I$  — момент инерции тела относительно оси вращения,  $г см сек^2$ ;

$\varepsilon$  — угловое ускорение,  $1/сек^2$ .

Угловое ускорение измеряется приращением угловой скорости в единицу времени.

Ускорение силы тяжести. Сила, с которой Земля притягивает тело, называется *силой тяжести*, или *весом тела*.

Все тела получают при свободном падении под влиянием силы тяжести одно и то же ускорение:

$$g = \frac{G}{m},$$

где  $g$  — ускорение силы тяжести,  $см/сек^2$ ;

$G$  — вес тела,  $г$ ;

$m$  — масса тела,  $г сек^2/см$ .

В среднем  $g = 981 см/сек^2$ .

Вес одного и того же тела в различных местах Земли различен, но масса тела постоянна.

Ускорение силы тяжести равно:

на экваторе

$$g = 978,1 см/сек^2;$$

на полюсе

$$g = 983,1 см/сек^2.$$

С увеличением высоты или с углублением внутрь Земли ускорение силы тяжести изменяется.

Подсчет массы и момента инерции тела. Если известны геометрические размеры тела и удельный вес материала, то можно рассчитать массу и момент инерции тела:

$$m = \frac{G}{g} = \frac{V\gamma}{g},$$

где  $G$  — вес тела,  $г$ ;

$V$  — объем тела,  $см^3$ ;

$\gamma$  — удельный вес,  $г/см^3$ ;

$g$  — ускорение силы тяжести,  $см/сек^2$ .

Момент инерции определяется в общем случае интегрированием. Для тел вращения простой формы момент инерции подсчитывают упрощенным способом, разбивая тела на ряд сплошных колец прямоугольного сечения и суммируя моменты инерции каждого кольца.

Момент инерции сплошного кольца прямоугольного сечения относительно его оси симметрии выражается следующей формулой:

$$I = \frac{\pi (D^4 - d^4) h \gamma}{32 \cdot g} \text{ г см сек}^2,$$

где  $D$  — наружный диаметр кольца, см;

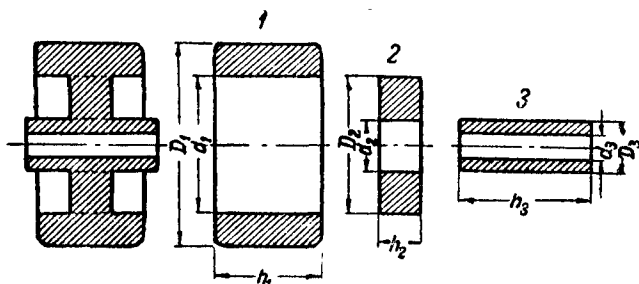
$d$  — внутренний диаметр кольца, см;

$h$  — высота кольца, см;

$\gamma$  — удельный вес, г/см<sup>3</sup>;

$g$  — ускорение силы тяжести, см/сек<sup>2</sup>.

Маховик, изображенный на фиг. 297, можно разбить на три элементарных сплошных кольца 1, 2 и 3, моменты инерции которых определяют по приведенной выше формуле.



Фиг. 297. Элементы маховика для подсчета момента инерции.

Момент инерции всего маховика будет равен сумме моментов инерции отдельных колец:

$$I = I_1 + I_2 + I_3,$$

где  $I_1$ ,  $I_2$ ,  $I_3$  — моменты инерции колец 1, 2 и 3.

Силы, возникающие при движении тел с ускорением. Если телу сообщать ускорение, то возникают силы инерции, направленные навстречу ускорению. Эти силы являются силами реакции; они равны и противоположны силам, вызывающим ускорение, и приложены со стороны тела к его опоре.

Находится ли тело в покое или движется с ускорением, давление тела на опору равно и противоположно давлению опоры на тело. Действие всегда равно противодействию.

При вращательном движении силы инерции действуют не только при наличии углового ускорения, но также при вращении с постоянной угловой скоростью. Например, если вращать с равномерной скоростью шарик, привязанный к нити, то нить сильно натягивается и при большой скорости вращения может разорваться.

Сила, натягивающая нить, является силой инерции и называется *центробежной силой*. Вызывается она тем, что шарик стремится двигаться по касательной к окружности вращения, а нить заставляет шарик двигаться не прямолинейно, а по окружности.

Сила, с которой нить действует на шарик, называется *центростремительной силой*.

Величина центростремительного ускорения равна

$$a_R = R\omega^2 \text{ см/сек}^2,$$

где  $R$  — радиус вращения, см;

$\omega$  — угловая скорость, 1/сек.

Центробежная сила равна по величине центростремительной силе:

$$F = ma_R = mR\omega^2.$$

Степени свободы. Через каждое тело можно провести три взаимно перпендикулярные оси.

Если тело свободно от связей с другими телами, то говорят, что оно имеет шесть степеней свободы. Это значит, что тело может иметь шесть различных движений: двигаться поступательно вдоль каждой из трех осей и вращаться вокруг каждой из этих осей. Самолет в воздухе имеет шесть степеней свободы.

Жестко закрепленное тело не имеет ни одной степени свободы, т. е. не обладает возможностью ни двигаться поступательно, ни вращаться.

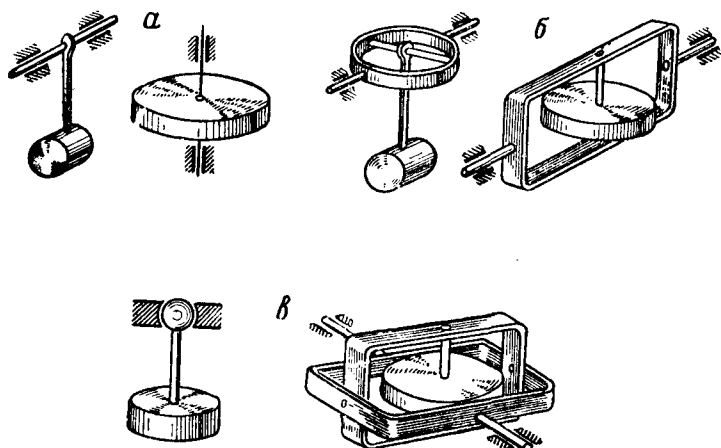
Маятник, подвешенный на оси, имеет одну степень свободы, так как может только вращаться вокруг этой оси. Точно так же одну степень свободы имеет маховик (ротор), вращающийся вокруг неподвижной оси (фиг. 298,а).

Маятник, подвешенный на карданном подвесе, имеет две степени свободы, так как может вращаться вокруг любой из двух взаимно перпендикулярных осей кардана. Аналогично, если вращающийся маховик вместе с осью поместить в рамку, имеющую возможность вращаться вокруг перпендикулярной

оси, то маховик приобретает две степени свободы (см. фиг. 298,б).

Маятник, подвешенный на шаровом шарнире, имеет три степени свободы, так как может поворачиваться вокруг любой из осей. В этом случае говорят, что маятник подвешен в одной точке (центр шарового шарнира).

Подвес в одной точке принципиально не отличается от карданного подвеса, имеющего три взаимно перпендикулярные



Фиг. 298. Степени свободы:

а—одна степень свободы, б—две степени свободы, в—три степени свободы.

оси, пересекающиеся в одной точке. Поэтому, если маховик, изображенный на фиг. 298,б, поместить еще в одну рамку, имеющую третью ось, то маховик получит три степени свободы, так как сможет вращаться вокруг любой из осей (см. фиг. 298,в).

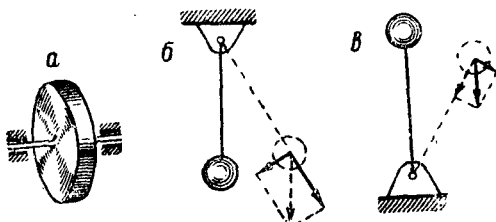
Центр тяжести и виды равновесия. Всякое тело можно рассматривать как состоящее из ряда частиц, из которых каждая притягивается к земле с силой, равной ее весу.

Равнодействующая сила от суммирования весов отдельных частиц есть *вес тела*, а точка приложения этой равнодействующей силы называется *центром тяжести тела*.

Если тело подвесить так, чтобы центр тяжести совпадал с точкой подвеса или лежал на оси подвеса, то при любом положении тела его вес уравновесится сопротивлением опоры. Такое равновесие называется *безразличным*. Например, маховик (см. фиг. 298,а) находится в безразличном равновесии, так как его центр тяжести находится в его геометрическом центре, лежащем на оси подвеса.

Если центр тяжести тела не совпадает с точкой подвеса или не лежит на оси подвеса, то тело будет стремиться повернуться так, чтобы центр тяжести его занял наиболее низкое положение. Положение тела, при котором центр тяжести расположен на одной вертикали с точкой подвеса и находится ниже этой точки (оси), называется *устойчивым равновесием*. Маятник (фиг. 299,б) находится в устойчивом равновесии.

Если маятник вывести из этого положения, он будет стремиться к нему вернуться. Это происходит потому, что при малейшем отклонении маятника от вертикали у силы тяжести по-



Фиг. 299. Виды равновесия:

а—безразличное, б—устойчивое, в—неустойчивое.

является плечо и, следовательно, создается момент силы, возвращающий маятник в вертикальное положение.

В положении равновесия момент силы тяжести равен нулю, так как направление действия силы тяжести проходит через точку подвеса (плечо равно нулю). Если перевернуть маятник на  $180^\circ$ , то сила тяжести будет также проходить через точку подвеса; при малейшем отклонении от этого положения маятник вернется к устойчивому равновесию. Такое положение, при котором центр тяжести находится на одной вертикали с точкой подвеса, но расположен выше ее, называется *неустойчивым равновесием* (см. фиг. 299,в).

Силы трения. При взаимном перемещении двух соприкасающихся поверхностей твердых тел между ними всегда возникают силы трения, направленные навстречу движению; такое трение называется *трением скольжения*.

Считают, что сила трения скольжения не зависит от величины поверхности соприкосновения и скорости движения. Математически сила трения выражается формулой

$$F = kP,$$

где  $F$  — сила трения, г;

$k$  — коэффициент трения;

$P$  — сила взаимного давления соприкасающихся поверхностей, г.

Коэффициент трения зависит от материала и степени шероховатости трущихся поверхностей и значительно уменьшается при наличии смазки. При движении коэффициент трения ниже, чем в покое.

При качении цилиндра или шарика без скольжения по плоской поверхности возникает сила сопротивления, называемая *трением качения*; для преодоления этой силы необходимо приложить определенный момент, равный

$$M_{\text{тр}} = f \cdot P,$$

где  $M_{\text{тр}}$  — момент силы трения, *гсм*;

$P$  — сила нормального давления, *г*;

$f$  — коэффициент трения качения, *см*.

Коэффициент трения качения также зависит от материала, качества поверхности и смазки.

В тех случаях когда во вращающихся частях механизма необходимо получить малое трение (например, в карданных подвесках гироскопов), применяют подшипники качения, имеющие значительно меньшее сопротивление трения, чем цапфы с трением скольжения. Момент трения в подшипниках, применяющихся в карданном подвесе авиагоризонта, составляет менее 0,5 *гсм*. Если бы вместо такого подшипника стояла цапфа того же диаметра с трением скольжения, то момент трения был бы около 5 *гсм*, т. е. в 10 раз больше.

## § 49. Применение гироскопа на самолете

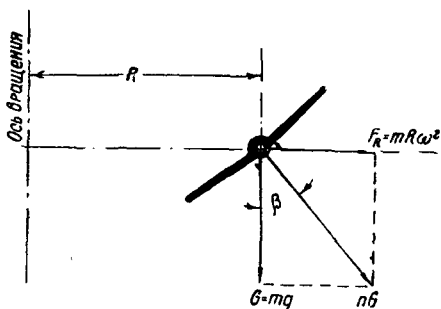
Пилотирование самолета в слепом полете, т. е. при отсутствии видимости Земли, возможно лишь при наличии приборов, указывающих летчику положение самолета в пространстве.

Как было изложено в главе первой (стр. 6), положение самолета в пространстве определяется тремя углами:  $\alpha$  — угол абсолютного продольного крена,  $\beta$  — угол абсолютного поперечного крена и  $\gamma$  — истинный курс самолета.

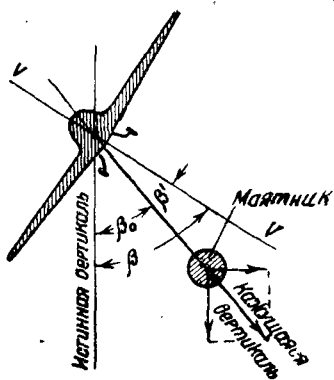
Казалось бы, что для определения углов  $\alpha$  и  $\beta$  можно воспользоваться маятником (отвесом), обладающим свойством располагаться по вертикали. Однако применять для этой цели маятник неудобно, а в некоторых случаях даже невозможно. Полет сопровождается различными горизонтальными ускорениями, происходящими из-за нарушений равновесия самолета. Маятник обладает определенной массой, вследствие чего возникают инерционные силы, отклоняющие его от вертикали. Даже кратковременные ускорения выводят маятник из состояния равновесия и создают колебательные движения, затрудняющие отсчет углов положения маятника относительно самолета.

Для уменьшения колебания маятника существуют приспособления, тормозящие движение маятника и называющиеся *успокоителями* или *демпферами*. Но всякое торможение приводит к запаздыванию отклонений маятника при быстрых наклонах самолета, что также неудобно для пилотирования.

Наконец, при длительно действующих силах инерции, например, при изменении скорости или направления полета, маятником вовсе нельзя пользоваться для определения абсолютно-го продольного и поперечного крена самолета.



Фиг. 300. Силы, действующие на самолет при вираже.



Фиг. 301. Поведение маятника при вираже.

Самолет, выполняющий вираж, имеет постоянное центростремительное ускорение, заставляющее его двигаться по окружности. При этом все части самолета оказывают дополнительное давление на свои точки опоры за счет создающейся центробежной силы (фиг. 300). По вертикали действует сила тяжести  $G$ ; по горизонтали действует центробежная сила, направленная по радиусу от оси вращения самолета:

$$F_R = mR\omega^2,$$

где  $\omega$  — угловая скорость виража;

$R$  — радиус виража.

Заменяя угловую скорость линейной  $\omega = \frac{v}{R}$ , можно выразить центробежную силу иначе:

$$F_R = mR\omega^2 = m \frac{v^2}{R} = mv\omega,$$

где  $v$  — линейная скорость самолета.

Центробежную силу и силу тяжести можно сложить по правилу параллелограмма. Равнодействующая сила при вираже не вертикальна, а отклонена от вертикали на угол  $\beta$ , определяющийся из соотношения ускорений (глава первая, § 1):

$$\operatorname{tg} \beta = \frac{R\omega^2}{g} = \frac{v^2}{Rg} = \frac{v\omega}{g}.$$

Для того чтобы вираж был правильным, такой угол абсолютного поперечного крена должен быть у самолета при вираже.

Во время виража на маятник также действует сила тяжести, направленная по вертикали, и центробежная сила, направленная по радиусу виража. Таким образом маятник при вираже располагается по направлению результирующей силы под некоторым углом  $\beta_0$  к вертикали (фиг. 301). Этот угол равен углу, на который наклоняется самолет при правильном вираже, т. е.

$$\operatorname{tg} \beta_0 = \operatorname{tg} \beta = \frac{v\omega}{g}.$$

Поэтому при правильном вираже маятник не покажет летчику никакого поперечного крена, несмотря на наличие абсолютного поперечного крена самолета.

Направление результирующей силы, вдоль которой устанавливается маятник при вираже, называется *кажущейся вертикалью*.

При неправильном вираже маятник укажет некоторый угол

$$\beta' = \beta - \beta_0,$$

где  $\beta$  — угол абсолютного поперечного крена самолета.

Угол  $\beta'$  между плоскостью симметрии самолета и кажущейся вертикалью называется *относительным поперечным креном* или *углом поперечного скольжения* самолета при вираже.

Из всего сказанного о маятнике можно сделать следующие выводы. При прямолинейном полете маятник указывает абсолютные крены самолета, но неудобен для пилотирования из-за своих колебаний под действием ускорений. При вираже маятник указывает не абсолютный, а относительный поперечный крен (угол скольжения) самолета.

Все недостатки маятника в качестве указателя кренов относятся в равной степени также к способу измерения истинного курса самолета (угол  $\gamma$ ) при помощи магнитного компаса.

Магнитная система компаса уравновешена для компенсации действия вертикальной составляющей земного магнетизма. Наличие противовеса делает магнитную стрелку, так же как и маятник, подверженной действию инерционных сил.

В результате этого возникают колебания магнитной стрелки даже при прямолинейном полете. Кроме того, имеют место ошибки при наклонах (креновая девиация) и при вираже (северная поворотная ошибка). Демпфирующая жидкость компаса приходит во время виража во вращение и увлекает за собой магнитную стрелку на некоторый угол. Все это затрудняет длительное выдерживание курса по магнитному компасу при отсутствии видимости земли (более подробно о поведении компаса в полете см. § 24).

Изложенные недостатки в способах определения углов  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $\gamma$  привели к необходимости иметь приборы для слепого полета, построенные на ином принципе, который обеспечивает безинерционность показаний этих приборов. Такими свойствами обладает гироскоп, являющийся основным чувствительным элементом приборов слепого полета.

### § 50. Гироскоп и его свойства

Понятие о гироскопе. Массивный маховик (ротор), приведенный в быстрое вращение вокруг своей оси симметрии, обладает свойствами, отличными от свойств неподвижного маховика. Эти новые свойства проявляются только в том случае, если ось вращения маховика имеет возможность поворачиваться в пространстве, т. е. если маховик имеет более чем одну степень свободы.

Устройство, в котором маховик (ротор), имеющий более одной степени свободы, быстро вращается вокруг своей оси симметрии, называется *гироскопом*.

Гироскоп может иметь две или три степени свободы, в зависимости от того, как устроен подвес ротора. Если ротор помещен в карданном подвесе (фиг. 302), то гироскоп имеет три степени свободы, так как ротор имеет возможность поворачиваться вокруг трех взаимно перпендикулярных осей  $UU$ ,  $VV$  и  $WW$ .

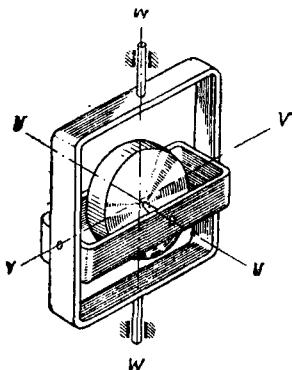
Ось вращения ротора  $UU$  называется *главной осью гироскопа*.

Карданный подвес позволяет главной оси гироскопа иметь любое направление в пространстве. Если закрепить внешнюю рамку карданного подвеса, то главная ось гироскопа может поворачиваться только вокруг оси  $VV$  и иметь, следовательно, любое направление уже не в пространстве, а в плоскости, перпендикулярной этой оси.

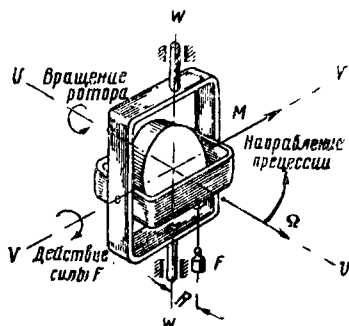
Гироскоп, который, кроме вращения вокруг главной оси, может поворачиваться также вокруг одной из дополнительных осей, называется *гироскопом с двумя степенями свободы*. Гироскопы с двумя и тремя степенями свободы нашли разное

разное применение в технике. Благодаря их особым свойствам они широко используются для авиационных приборов, указывающих положение самолета в пространстве.

Гирискон с тремя степенями свободы. Основное отличие гирискона с тремя степенями свободы от невращающегося тела, помещенного на оси, заключается в поведе-



Фиг. 302. Гирискон с тремя степенями свободы.



Фиг. 303. Прецессия гирискона с тремя степенями свободы.

нии гирискона под действием приложенных к нему внешних сил.

Как известно из механики, сила  $F$ , приложенная на расстоянии  $R$  от оси вращения тела, поворачивает это тело по направлению действия силы с угловым ускорением, равным

$$\varepsilon = \frac{M}{I},$$

где  $M$  — момент силы, равный  $M = FR$ ;

$I$  — момент инерции тела относительно оси вращения.

При этом угловая скорость вращения тела непрерывно увеличивается до тех пор, пока действует сила. Если отсутствуют силы трения, то после прекращения действия силы тело продолжает вращаться с постоянной угловой скоростью, равной

$$\omega = \varepsilon t = \frac{M}{I} t,$$

где  $t$  — продолжительность действия силы.

Если момент силы и угловую скорость изобразить в виде векторов, то в данном случае они будут иметь одно и то же направление.

Совершенно иначе ведет себя гироскоп с тремя степенями свободы.

Допустим, что ротору гироскопа сообщена некоторая угловая скорость

$$\Omega = \frac{2\pi n}{60},$$

где  $n$  — число оборотов ротора в минуту.

Приложим к внутренней рамке гироскопа некоторую силу  $F$ , действующую перпендикулярно главной оси ротора на расстоянии  $R$  от центра карданного подвеса (фиг. 303).

Если бы ротор не вращался, то под действием этой силы внутренняя рамка вместе с ротором повернулась бы вокруг оси  $VV$  с угловым ускорением

$$\varepsilon = \frac{M}{I_V},$$

где  $I_V$  — момент инерции рамки и ротора относительно оси  $VV$ .

Но гироскоп под действием этой силы ведет себя на первый взгляд несколько неожиданно: главная ось гироскопа поворачивается с постоянной угловой скоростью вместе с рамками вокруг оси  $WW$ , т. е. под прямым углом к линии действия силы.

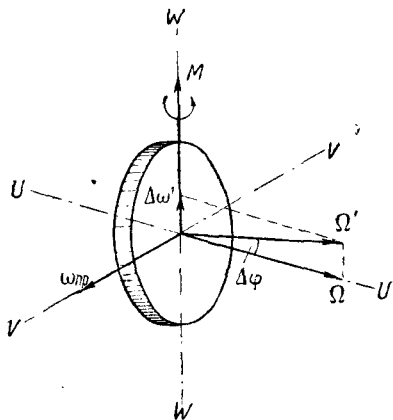
Для объяснения этого явления выведем уравнение<sup>1</sup> для угловой скорости прецессии гироскопа, предположив, что ротор представляет собой плоский диск (фиг. 304) с главным моментом инерции  $I_0$ , вращающийся с угловой скоростью  $\Omega$  вокруг оси  $UU$  (главный момент инерции диска  $I_0$  — это момент инерции диска относительно главной оси его вращения  $UU$ ).

Допустим, что к диску приложен момент внешней силы, действующей вокруг вертикальной оси  $WW$ . По закону динамики диск стремится под действием момента  $M$  вращаться вокруг оси  $WW$  с угловым ускорением, равным

$$\varepsilon = \frac{M}{I_W},$$

где  $I_W$  — момент инерции диска относительно оси  $WW$ , так называемый **полярный момент инерции**.

<sup>1</sup> Приводимый ниже метод вывода угловой скорости прецессии гироскопа является приближенным.



Фиг. 304. К выводу уравнения прецессии гироскопа.

Из механики известно, что полярный момент инерции диска равен  $\frac{1}{2}$  главного момента инерции, следовательно,

$$I_W = 0,5 I_0,$$

откуда

$$\varepsilon = \frac{2M}{I_0}.$$

Под действием момента  $M$  за бесконечно малый промежуток времени  $\Delta t$  диск должен набрать угловую скорость  $\Delta\omega = \varepsilon\Delta t$ ; средняя скорость диска вокруг оси  $WW'$  за тот же промежуток времени составит

$$\Delta\omega' = \frac{\Delta\omega}{2} = \varepsilon \frac{\Delta t}{2} = \frac{M}{I_0} \Delta t.$$

Складывая по правилу параллелограмма вектор угловой скорости главного вращения  $\Omega$  с вектором средней угловой скорости диска  $\Delta\omega'$  вокруг оси  $WW'$ , получаем результирующий вектор  $\Omega'$ .

Из фиг. 304 видно, что за время  $\Delta t$  ось вращения диска повернулась на угол  $\Delta\varphi$ , причем поворот произошел вокруг оси  $VV'$ , перпендикулярной оси  $WW'$ , вокруг которой действует момент  $M$ .

Угловая скорость этого движения равна

$$\omega_{\text{пр}} = \frac{\Delta\varphi}{\Delta t}.$$

Подставляя в это выражение значение  $\Delta\varphi$ , равное

$$\Delta\varphi \approx \text{tg}(\Delta\varphi) = \frac{\Delta\omega'}{\Omega} = \frac{M}{I_0\Omega} \Delta t,$$

получим окончательное выражение для угловой скорости движения гироскопа вокруг оси  $VV'$

$$\omega_{\text{пр}} = \frac{M}{I_0\Omega}.$$

Это движение гироскопа называется *прецессионным движением*, или *прецессией*.

Произведение  $I_0\Omega$  называется *моментом количества движения*, или *кинетическим моментом гироскопа*.

Закон прецессии гироскопа гласит: *под действием момента внешней силы  $M$  гироскоп поворачивается так, что вектор главного вращения  $\Omega$  двигается по кратчайшему пути к вектору момента  $M$ , как бы стремясь совпасть с ним*. Отсюда следует, что прецессионное движение гироскопа происходит вокруг оси, перпендикулярной плоскости, в которой лежат векторы  $\Omega$  и  $M$  (в рассматриваемом на фиг. 304 случае вокруг оси  $VV'$ ).

Направление прецессии можно определить, применяя также другие правила, из которых одно приводим.

Если изобразить внешнюю силу в виде вектора, приложенного к концу оси гироскопа, то направление прецессии укажет

тот же вектор, повернутый вокруг оси ротора на  $90^\circ$  по направлению вращения ротора (фиг. 305).

Направление прецессии, как мы видим, зависит от направления вращения ротора. Если переменить вращение ротора на обратное, то прецессия гироскопа будет происходить также в обратную сторону. Прецессия гироскопа прекращается одновременно с прекращением действия силы.

Рассмотрим некоторые частные случаи прецессии, для чего обратимся снова к фиг. 303.

Если к внутренней рамке гироскопа подвешен груз  $F$ , создающий момент  $M = F \cdot R$ , действующий вокруг оси  $VV$ , то прецессия гироскопа будет происходить вокруг оси внешней рамки  $WW$ .

Если трение в подшипниках отсутствует, то оси  $UU$  и  $WW$  остаются взаимно перпендикулярными, и прецессия гироскопа вокруг оси  $WW$  бу-

дет непрерывной. При наличии сил трения в подшипниках оси  $WW$  эти силы вызовут дополнительную прецессию гироскопа вокруг оси  $VV$ , в результате чего внутренняя рамка будет поворачиваться относительно внешней рамки («заваливаться»). При этом главная ось вращения  $UU$  приближается к оси  $WW$ , и в момент совпадения их гироскоп теряет свои свойства, так как исчезает одна степень свободы.

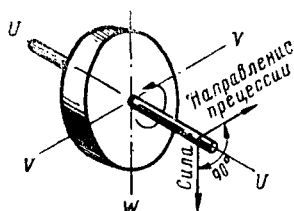
Если на гироскоп не действуют никакие внешние силы, то главная ось гироскопа остается неподвижной в пространстве. Гироскоп с тремя степенями свободы, на который не действуют внешние силы, называется *свободным гироскопом*.

Для того чтобы на гироскоп не действовали внешние силы, необходимо, чтобы центр тяжести гироскопа находился в точке пересечения осей карданного подвеса, а трение в подшипниках карданного подвеса равнялось нулю.

Из сказанного вытекает основное свойство свободного гироскопа: *свободный гироскоп стремится сохранять неизменным направление своей главной оси в пространстве*.

Для наглядности сравним поведение гироскопа и поведение невращающегося тела таких же размеров под действием внешней силы.

На фиг. 306,а изображен невращающийся латунный маховик, установленный в карданном подвесе<sup>1</sup>. Если на расстоянии 5 см от центра подвеса приложить к оси этого маховика силу



Фиг. 305. Правило прецессии гироскопа.

<sup>1</sup> На фиг. 306 маховик условно изображен без кардана.

0,2 г, то маховик начнет поворачиваться в направлении действия силы с возрастающей угловой скоростью, причем через 1 сек. он повернется на угол  $25^\circ$  (подразумевается, что трение в опорах карданного подвеса отсутствует).

Но если этот же маховик заставить быстро вращаться вокруг своей оси симметрии (фиг. 306,б), то приложение той же силы вызовет прецессию гироскопа с постоянной угловой скоростью в горизонтальной плоскости (под прямым углом к направлению движения невращающегося маховика). При скорости вращения маховика 10 000 об/мин он под действием этой силы отклонится за 1 сек. только на  $\frac{1}{20}^\circ$ , т. е. на угол, в 700 раз меньший, чем в предыдущем случае.

Из этого примера видно, что гироскоп значительно труднее вывести из первоначального положения, чем невращающееся тело; это явление называют *устойчивостью гироскопа*.

Устойчивость гироскопа позволяет применять для авиационных приборов гироскопы сравнительно небольших габаритов, но с большим числом оборотов (12 000—15 000 об/мин и выше).

Подведем итоги сказанному.

1. Угловая скорость прецессии гироскопа не зависит от длительности действия силы.

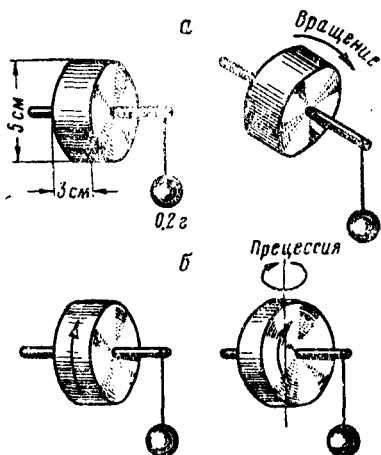
2. Прецессия гироскопа происходит под прямым углом к линии действия силы; направление прецессии зависит от направления вращения ротора.

3. Чем больше сила и плечо, на котором она приложена, тем быстрее прецессия гироскопа.

4. Чем больше угловая скорость главного вращения ротора, тем медленнее прецессия гироскопа.

5. Чем больше момент инерции ротора, тем медленнее прецессия гироскопа и, следовательно, тем больше его устойчивость.

Момент же инерции ротора тем больше, чем больше размеры ротора, чем дальше от центра распределена масса ротора и чем больше удельный вес материала, из которого сделан ротор.



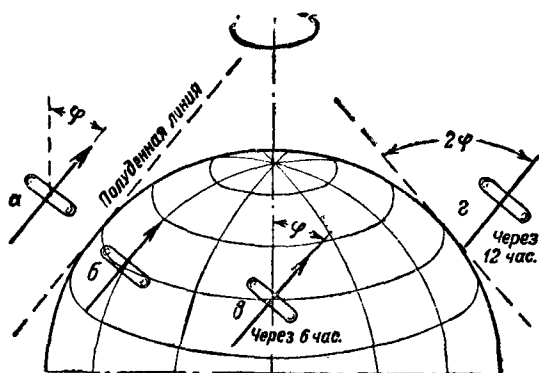
Фиг. 306. Невращающийся маховик и гироскоп:

а — невращающийся маховик, б — гироскоп.

Кажущееся движение свободного гироскопа. Свойство свободного гироскопа сохранять неизменное направление в пространстве позволяет наблюдать вращение Земли при помощи гироскопа.

Допустим, что нам удалось осуществить идеальный свободный гироскоп, т. е. освободить его от действия всех внешних сил.

Поместим такой гироскоп на некоторой широте  $\varphi$  северного полушария так, чтобы его главная ось  $UU$  была направлена вдоль полуденной линии (фиг. 307,а).



Фиг. 307. Кажущееся движение свободного гироскопа.

Так как направление главной оси гироскопа неизменно, а плоскость меридиана поворачивается в пространстве, то с течением времени между осью гироскопа и плоскостью меридиана будет появляться все больший угол (фиг. 307,б). Через 6 час. Земля повернется на  $90^\circ$ , а плоскость меридиана повернется относительно оси гироскопа на угол, равный широте места  $\varphi$  (см. фиг. 307,в). Далее этот угол начнет уменьшаться. Через 12 час. Земля повернется на  $180^\circ$ , а угол между плоскостью меридиана и осью гироскопа будет снова равен нулю (см. фиг. 307,г). Затем угол между плоскостью меридиана и осью гироскопа опять будет увеличиваться до величины угла  $\varphi$ , и в конце полного оборота Земли ось гироскопа снова совпадет с полуденной линией.

Наблюдателю, находящемуся на Земле, будет казаться, что гироскоп непрерывно поворачивается, отклоняясь от плоскости магнитного меридиана сначала вправо на угол  $\varphi$ , а затем влево на тот же угол.

Кроме поворота оси гироскопа относительно плоскости меридиана, наблюдатель увидит также кажущееся движение оси

гироскопа относительно плоскости горизонта. При повороте Земли на  $90^\circ$  угол между осью гироскопа и плоскостью горизонта будет равен широте места  $\varphi$ ; при повороте Земли на  $180^\circ$  этот угол увеличится до  $2\varphi$ , а затем начнет уменьшаться, доходя до нуля при полном обороте Земли.

Таким образом наблюдатель, находящийся возле гироскопа, увидит, что ось гироскопа описала полный конус за один оборот Земли. Ось этого конуса параллельна оси вращения Земли, а угол при вершине равен двойной широте места. В действительности ось гироскопа не движется, а сохраняет первоначальное положение относительно земной оси. Кажущееся движение оси гироскопа объясняется вращением Земли, вместе с которой поворачивается в пространстве и наблюдатель. Если ось гироскопа установить не вдоль полуденной линии, а параллельно оси вращения Земли, то кажущееся движения гироскопа не будет.

Угловые скорости кажущегося движения гироскопа вокруг его осей  $VV$  и  $WW$  можно определить для любого положения гироскопа, если разложить вектор угловой скорости вращения Земли на два вектора—вдоль вертикали и вдоль полуденной линии (фиг. 308).

Первая составляющая  $\omega_1 = \omega \sin \varphi$  представляет собой угловую скорость вращения плоскости меридиана вокруг вертикали в данной точке Земли.

Вторая составляющая  $\omega_2 = \omega \cos \varphi$  равна угловой скорости вращения плоскости горизонта вокруг полуденной линии.

Угловая скорость кажущегося движения гироскопа относительно оси  $VV$  равна проекции вектора  $\omega_2$  на ось  $VV$  (фиг. 309):

$$\omega_V = \omega_2 \sin \gamma = \omega \cos \varphi \sin \gamma,$$

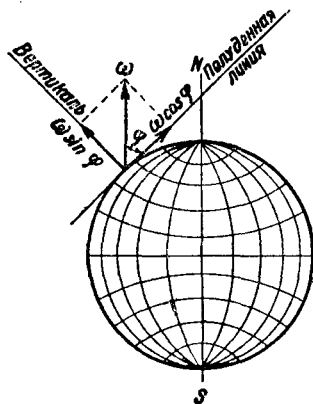
где  $\gamma$  — угол между осью гироскопа и плоскостью меридиана.

Вектор  $\omega_1$  не оказывает влияния на кажущееся движение гироскопа вокруг оси  $VV$ , так как последняя перпендикулярна вертикали, и, следовательно, проекция вектора  $\omega_1$  на ось  $VV$  равна нулю.

Для определения угловой скорости кажущегося движения гироскопа относительно оси  $WW$  необходимо спроектировать на ось  $WW$  оба составляющих сектора земного вращения  $\omega_1$  и  $\omega_2$  (фиг. 310). При этом для определения проекции вектора  $\omega_2$  на ось  $WW$  достаточно пользоваться его составляющей  $\omega_2 \cos \gamma$ , так как другая составляющая  $\omega_2 \sin \gamma$  направлена вдоль оси  $VV$  (см. фиг. 309), и, следовательно, ее проекция на ось  $WW$  равна нулю.

По фиг. 310 угловая скорость кажущегося движения гироскопа вокруг его оси  $WW$  определяется как разность проекций векторов  $\omega_1$  и  $\omega_2$  на ось  $WW$ :

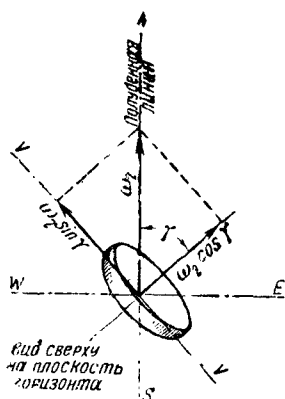
$$\begin{aligned} \omega_W &= \omega_1 \cos \alpha - \omega_2 \cos \gamma \sin \alpha = \omega \sin \varphi \cos \alpha - \omega \cos \varphi \cos \gamma \sin \alpha = \\ &= \omega (\sin \varphi \cos \alpha - \cos \varphi \cos \gamma \sin \alpha). \end{aligned}$$



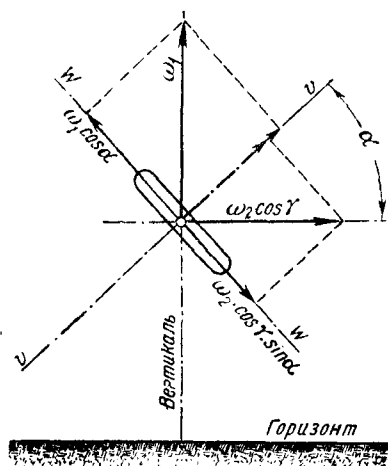
Фиг. 308. Разложение угловой скорости вращения Земли на составляющие.

Подведем итог сказанному.

Свободный гироскоп, установленный в любом месте земного шара под произвольным углом к земной оси, имеет непрерывное кажущееся движение (для наблюдателя на Земле). При этом угол между осью гироскопа и земной осью постоянен, так как ось гироскопа сохраняет неизменное направление в пространстве. Скорость кажущегося движения гироскопа



Фиг. 309. Определение угловой скорости кажущегося движения гироскопа вокруг оси  $VV$ .



Фиг. 310. Определение угловой скорости кажущегося движения гироскопа вокруг оси  $WW$ .

вокруг осей  $VV$  и  $WW$  зависит от широты местности и от положения оси гироскопа по отношению к земной оси.

**Гироскоп с направляющей силой.** Если поместить свободный гироскоп на самолете, то при всевозможных поворотах самолета ось гироскопа будет сохранять первоначальное направление в пространстве.

Однако воспользоваться таким гироскопом для определения положения самолета относительно плоскости горизонта и плоскости меридиана не представляется возможным по двум причинам: во-первых, свободный гироскоп сохраняет неизменное направление своей оси вращения по отношению к мировому пространству, но не по отношению к Земле, и, следовательно, положение оси гироскопа относительно плоскости горизонта и плоскости меридиана изменяется с течением времени; во-вторых, практически невозможно осуществить идеальный свободный гироскоп, т. е. полностью устранить трение в подшипниках и добиться точного совпадения центра тяжести с

точкой пересечения осей карданного подвеса. Всегда будет некоторый момент трения и некоторый момент силы тяжести вследствие несбалансированности гироскопа, которые являются моментами внешних сил по отношению к гироскопу и вызывают его прецессию, изменяющую направление его оси в пространстве. Если вращение Земли можно учесть и ввести на него поправку, то прецессию под действием указанных моментов учесть невозможно, так как причины, ее вызывающие, непостоянны, в особенности трение в подшипниках.

Из приведенных соображений ясно, что гироскоп, предназначенный для определения положения самолета, должен быть постоянно ориентирован по определенному направлению, неизменному по отношению к Земле. За это направление можно принять, например, одно из направлений, относительно которых отсчитываются углы  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $\gamma$ , т. е. истинную вертикаль или истинный меридиан.

В первом случае плоскость вращения гироскопа будет параллельна плоскости горизонта, что позволит определить углы продольного и поперечного кренов самолета  $\alpha$  и  $\beta$ . Во втором случае угол между главной осью гироскопа  $UU$  и плоскостью симметрии самолета будет истинным курсом  $\gamma$ .

В связи с этим существуют два основных способа расположения оси гироскопа с тремя степенями свободы.

В первом случае главная ось гироскопа ориентирована по вертикали. Такое расположение принято в приборе, измеряющем углы  $\alpha$  и  $\beta$ , и называемом *авиагоризонтом*.

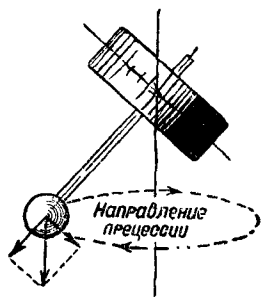
Во втором случае ось гироскопа  $UU$  ориентирована по полуденной линии или по магнитному меридиану. Ориентировка по полуденной линии осуществлена в *морском гироскопном*, измеряющем истинный курс корабля. Ориентировка по магнитному меридиану принята в приборе, измеряющем магнитный курс  $\gamma_p$ , и называемом *гиромагнитным компасом*. Зная магнитный курс  $\gamma_p$ , можно определить истинный курс  $\gamma$ . Это делают, вводя поправки на магнитное склонение.

Механизм, который служит для того, чтобы привести ось гироскопа к определенному направлению и удерживать ее в этом направлении, называется *коррекцией*.

Для того чтобы осуществить коррекцию гироскопа, помещенного на каком-либо подвижном объекте, например, на самолете, необходимо иметь чувствительный элемент, самоустанавливающийся по выбранному направлению независимо от положения самолета. Таким чувствительным элементом в авиагоризонте является маятник, а в гиромагнитном компасе — магнитная стрелка.

Однако наличия чувствительного элемента недостаточно для того, чтобы удерживать гироскоп в выбранном направлении.

Например, если гироскоп непосредственно скрепить с маятником (фиг. 311), то при отклонении его на некоторый угол от вертикали сила тяжести будет стремиться повернуть гироскоп обратно к вертикали. Но по правилу прецессии точка приложения силы тяжести начнет двигаться под прямым углом к направлению силы тяжести и будет описывать конус, не приближаясь к вертикали. При движении гироскопа по конусу в карданном подвесе гироскопа возникают силы трения, направленные навстречу движению. Момент этих сил действует вокруг оси конуса, т. е. вокруг вертикали, и вызывает добавочную прецессию гироскопа по направлению к вертикали.



Фиг. 311. Гироскопический маятник.

Таким образом при наличии сил трения гироскопический маятник имеет два движения: движение по конусу под действием силы тяжести и движение по направлению к вертикали под действием сил трения. В результате гироскоп будет описывать затухающую спираль, постепенно приближаясь к вертикали.

Для того чтобы заставить гироскоп с тремя степенями свободы двигаться в определенном направлении, необходимо приложить к нему силу, действующую перпендикулярно этому направлению, до тех пор пока ось гироскопа не совпадет с выбранным направлением, после чего сила должна перестать действовать. Такая сила называется *направляющей*, или *восстанавливающей силой*.

Механизм коррекции гироскопа служит для создания направляющей силы. Воздействие этой силы на гироскоп непосредственно зависит от изменений угла между главной осью гироскопа и направлением чувствительного элемента коррекции (маятника или магнитной стрелки). Следует отметить, что чувствительный элемент, управляя восстанавливающей силой в авиагоризонте и гироманитном компасе, остается в то же время свободным, т. е. не испытывает обратного воздействия со стороны гироскопа.

Момент направляющей силы относительно оси вращения называется *корректирующим моментом*. Величина корректирующего момента должна быть достаточной для преодоления сил трения в подшипниках карданного подвеса.

Исходя из этого условия, можно написать, что корректирующий момент должен быть равен

$$M \geq k \cdot m_{\text{тр}},$$

где  $m_{\text{тр}}$  — момент трения;

$k$  — некоторый коэффициент запаса.

Для надежной работы прибора коэффициент запаса  $k$  должен быть выбран не меньше 3—5 на случай возможного повышения трения в подшипниках и нарушения балансировки при эксплуатации прибора.

В то же время слишком большой корректирующий момент может вызвать недопустимую скорость прецессии гироскопа. Скорость прецессии должна быть ограничена потому, что чувствительный элемент коррекции (маятник, магнитная стрелка) подвержен влиянию горизонтальных ускорений, в особенности длительных. Длительные ускорения вызывают установку чувствительного элемента по ложному направлению, и при большой скорости прецессии гироскопа последний успевает значительно отклониться от своего направления за время действия ускорения. Наибольшее отклонение гироскопа получается при виражах самолета; в прямолинейном полете при кратковременных ускорениях отклонение гироскопа практически незначительно.

Существует некоторая предельная скорость прецессии  $\omega_{\text{доп}}$ , величина которой установлена расчетом и опытом из условия допустимой ошибки прибора на вираже.

Обычно в авиационных гироскопических приборах предельная скорость прецессии составляет  $0,001 \div 0,005$  1/сек. Исходя из этого условия, можно написать второе соотношение для момента направляющей силы

$$M - m_{\text{тр}} \leq I\Omega\omega_{\text{доп}}$$

или

$$M \leq I\Omega\omega_{\text{доп}} + m_{\text{тр}}.$$

Объединяя это неравенство с неравенством, выведенным из условия получения запаса корректирующего момента, получим

$$I\Omega\omega_{\text{доп}} + m_{\text{тр}} \geq M \geq km_{\text{тр}}.$$

Это соотношение позволяет выбрать оптимальные параметры прибора: момент инерции ротора, число оборотов ротора и величину корректирующего момента.

#### Пример расчета

Дано: момент трения в подшипниках карданного подвеса  $m_{\text{тр}} = 1$  гсм; скорость вращения ротора  $n = 19\,000$  об/мин  $\left( \Omega = \frac{2\pi n}{60} = \frac{2\pi \cdot 19\,000}{60} \approx 2000 \text{ 1/сек.} \right)$ .

Требуется определить необходимый момент инерции ротора.

Задаемся коэффициентом запаса  $k=5$  и определяем необходимый корректирующий момент:

$$M = km_{\text{тр}} = 5 \text{ гсм.}$$

Берем предельную скорость прецессии  $\omega_{\text{доп}} = 0,002$  1/сек. и определяем необходимый момент инерции ротора:

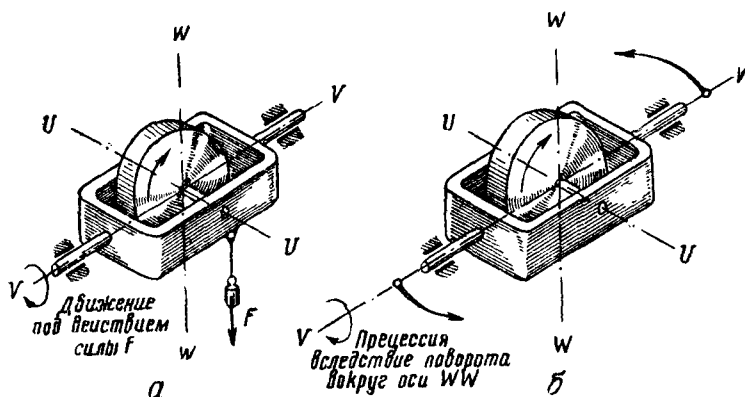
$$I\Omega\omega + m_{\text{тр}} = M,$$

откуда

$$I = \frac{M - m_{\text{тр}}}{\Omega\omega} = \frac{5 - 1}{2000 \cdot 0,002} = 1 \text{ г см сек}^2.$$

На основании сказанного выше можно сделать следующие выводы.

1. Для надежной работы прибора направляющая сила не должна быть слишком малой; но она не должна также вызы-



Фиг. 312. Гироскоп с двумя степенями свободы.

вать погрешностей больше допустимых при воздействии длительных ускорений (на вираже).

2. Увеличение кинетического момента гироскопа способствует допустимому увеличению направляющей силы и тем самым повышает надежность и точность работы прибора.

3. Уменьшение трения в подшипниках и тщательность балансировки гироскопа увеличивают надежность работы прибора и точность его работы.

Гироскоп с двумя степенями свободы. Свойства гироскопа с двумя степенями свободы отличаются от свойств гироскопа с тремя степенями свободы.

Если приложить к гироскопу с двумя степенями свободы момент внешней силы  $F$ , действующей вокруг оси  $VV$  (фиг. 312,а), то никакого прецессионного движения не возникнет, так как вокруг оси  $WW$  не существует свободы вращения. Под действием такого момента ротор вместе с рамкой будет

поворачиваться вокруг оси  $VV$  так же, как и невращающееся тело, с ускорением, равным

$$\varepsilon = \frac{M}{I_V},$$

где  $M$  — момент силы, действующей вокруг оси  $VV$ ;  
 $I_V$  — момент инерции гироскопа относительно оси  $VV$ .

Но если поворачивать гироскоп в пространстве вокруг оси  $WW$ , то появится прецессионное движение гироскопа вокруг оси  $VV$  (фиг. 312,б).

Направление этого движения определяется следующим правилом. Если гироскоп с двумя степенями свободы вращать вокруг оси  $WW$  с угловой скоростью  $\omega$ , то он поворачивается вокруг оси  $VV$  так, что вектор главного вращения  $\Omega$  движется по кратчайшему пути к вектору  $\omega$ , как бы стремясь совпасть с ним.

Прецессия гироскопа с двумя степенями свободы происходит очень быстро и не с постоянной скоростью, а с угловым ускорением, пропорциональным угловой скорости вращения  $\omega$ .

Поведение гироскопа при этом аналогично поведению невращающегося тела, на которое действует некоторый момент вокруг оси  $VV$ . Этот момент называется гироскопическим моментом и равен

$$K = I\Omega\omega \text{ г см},$$

где  $I$  — главный момент инерции гироскопа,  $\text{г см сек}^2$ ;

$\Omega$  — угловая скорость главного вращения,  $1/\text{сек}$ ;

$\omega$  — угловая скорость вращения вокруг оси  $WW$ ,  $1/\text{сек}$ .

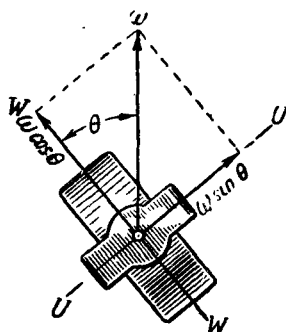
Гироскопический момент действует до тех пор, пока гироскоп вращается вокруг оси  $WW$ .

Если угол между осью поворота и главной осью не равен  $90^\circ$ , то вектор угловой скорости вращения можно разложить на две составляющие вдоль осей  $UU$  и  $WW$  (фиг. 313).

Гироскопический момент создается составляющей, направленной по оси  $WW$ , и равен

$$K = I\Omega\omega \cos \Theta,$$

где  $\Theta$  — угол между осью гироскопа  $WW$  и осью вращения.



Фиг. 313. Разложение угловой скорости поворота по осям гироскопа.

По мере приближения оси гироскопа  $UU$  к оси поворота угол  $\Theta$  стремится к  $90^\circ$ , гироскопический момент падает и делается равным нулю при совпадении этих осей.

Подведем итог сказанному.

1. При повороте гироскопа с двумя степенями свободы вокруг некоторой оси, не совпадающей с плоскостью  $UV$ , в которой расположены его оси вращения, возникает гироскопический момент, действующий вокруг оси  $VV$ . Под действием этого момента ось ротора поворачивается по кратчайшему направлению таким образом, что вращение ротора совпадает с искусственным поворотом гироскопа.

2. Гироскопический момент тем больше, чем больше момент инерции ротора, глазная скорость его вращения, скорость поворота и угол между осью этого поворота и плоскостью  $UV$ .

### § 51. Указатель поворота и указатель скольжения

**Назначение.** Прибор указывает летчику наличие вращения самолета вокруг вертикальной оси и наличие поперечного скольжения самолета.

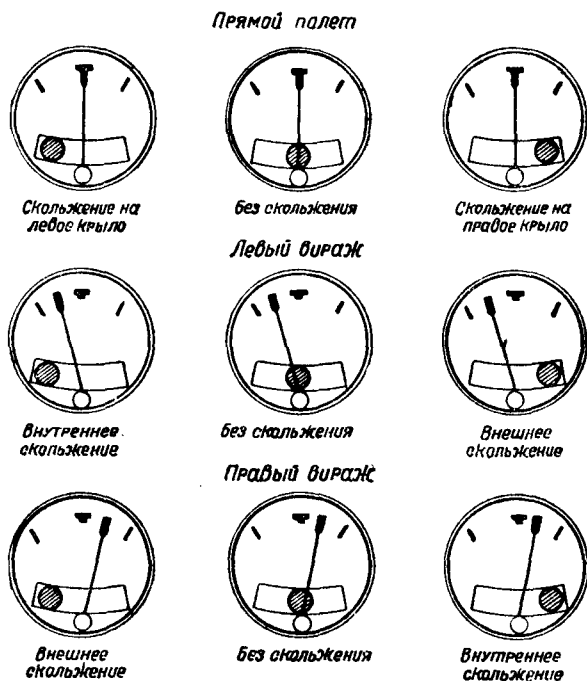
На шкале прибора (фиг. 314) нанесены три индекса: нулевой индекс по середине шкалы и два по бокам под углом  $30^\circ$ . Стрелка указателя поворота находится против нулевого индекса при прямолинейном полете и отклоняется вправо или влево при соответственном повороте самолета; при этом отклонение стрелки тем больше, чем больше угловая скорость поворота самолета. Указатель поворота в сочетании с магнитным компасом повышает точность пилотирования по прямой, так как стрелка указателя поворота быстрее и точнее реагирует на отклонения самолета от прямой, чем магнитный компас.

На лицевой части прибора смонтирован указатель скольжения (креноскоп), индексом которого является шарик, перемещающийся внутри стеклянной трубки. Отклонение шарика вправо или влево от середины трубки при прямом полете и при вираже указывает на наличие соответствующего скольжения самолета.

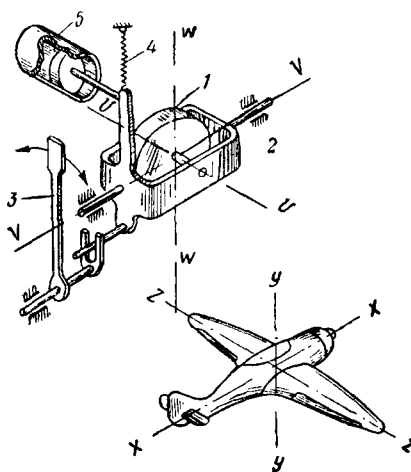
Если при вираже отклонение шарика совпадает с направлением виража, то самолет имеет внутреннее скольжение. Если отклонение шарика противоположно направлению виража, то скольжение наружное. Отклонение шарика влево при правом вираже указывает на наружное скольжение. При правильном вираже шарик не отклоняется ни вправо, ни влево.

Комбинация указателя поворота с указателем скольжения позволяет выполнять правильный вираж с определенной скоростью разворота.

**Принцип действия указателя поворота.** Действие указателя поворота основано на использовании свойств



Фиг. 314. Показания указателя поворота при различных случаях полета.



Фиг. 315. Принципиальная схема указателя поворота:  
1—ротор, 2—рамка, 3—стрелка, 4—пружина, 5—демпфер.

гироскопа с двумя степенями свободы. Гироскоп устанавливается на самолете в таком положении, что его оси горизонтальны, причем главная ось гироскопа  $UU$  совпадает по направлению с поперечной осью самолета  $ZZ$ , а ось вращения рамки  $VV$  совпадает с продольной осью самолета  $XX$  (фиг. 315).

При отсутствии поворота самолета вокруг оси  $YY$  пружина 4, связанная с корпусом прибора, устанавливает ось ротора  $UU$  параллельно поперечной оси самолета, чему соответствует нулевое положение стрелки.

Повороты самолета вокруг осей  $XX$  и  $ZZ$  не вызывают прецессии гироскопа, так как эти оси совпадают с плоскостью  $UV$  гироскопа. Поэтому при продольных и поперечных кренах самолета стрелка указателя поворота остается на нуле.

Поворот самолета вокруг оси  $YY$  вызывает появление гироскопического момента, поворачивающего гироскоп вокруг его оси  $VV$ . Но при этом пружина 4 также создает момент вокруг оси  $VV$  направленный в обратную сторону и пропорциональный отклонению оси гироскопа от нулевого положения. При некотором угле поворота гироскопа вокруг оси  $VV$  гироскопический момент уравнивается моментом силы пружины. Это равновесие можно выразить следующим равенством:

$$M_{\text{пр}} = K,$$

где  $M_{\text{пр}}$  — момент силы пружины;  
 $K$  — гироскопический момент.

Момент силы пружины пропорционален натяжению пружины и углу поворота рамки:

$$M_{\text{пр}} = C\delta,$$

где  $C$  — момент силы пружины на  $1^\circ$  поворота рамки;  
 $\delta$  — угол поворота рамки вокруг оси  $VV$ .

Известно, что гироскопический момент равен

$$K = I\Omega\omega \cos \Theta,$$

где  $I$  — главный момент инерции гироскопа;  
 $\Omega$  — угловая скорость вращения ротора;  
 $\omega$  — угловая скорость поворота самолета;  
 $\Theta$  — угол между осью вращения самолета и осью  $WW$  гироскопа.

Если самолет делает вираж с креном  $\beta$  (фиг. 316), то

$$\Theta = \delta - \beta.$$

Тогда угол поворота рамки гироскопа, соответствующий положению равновесия, определится из соотношения

$$C\delta = I\Omega\omega \cos (\delta - \beta).$$

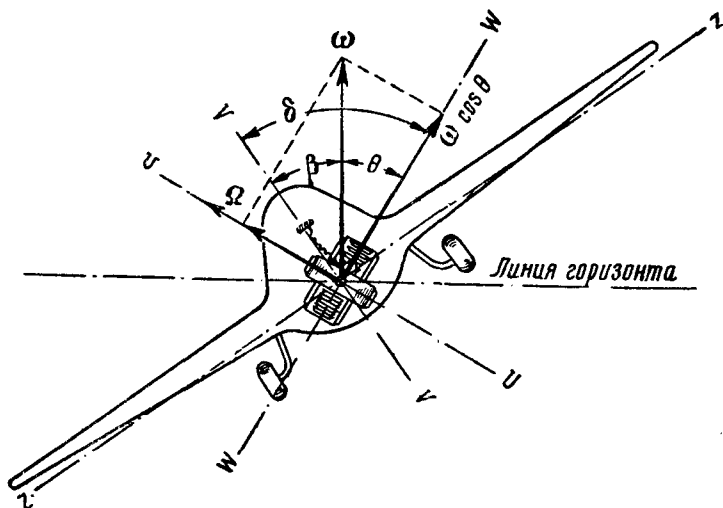
Формулу можно упростить, имея в виду, что угол наклона рамки практически невелик (не выше  $15^\circ$ ); тогда

$$\cos(\delta - \beta) = \cos \delta \cos \beta + \sin \delta \sin \beta \approx \cos \beta.$$

(Принимаем  $\cos \delta \approx 1$  и пренебрегаем произведением  $\sin \delta \sin \beta$ ).

Решая уравнение относительно угла поворота рамки гироскопа, получим

$$\delta = \frac{I\Omega\omega}{C} \cos \beta.$$



Фиг. 316. Наклон рамки указателя поворота при вираже.

Косинус угла можно выразить через тангенс

$$\cos \beta = \frac{1}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2 \beta}}.$$

Для правильного виража  $\operatorname{tg} \beta$  можно заменить отношением действующих ускорений; тогда получим

$$\cos \beta = \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{v\omega}{g}\right)^2}}.$$

Таким образом для правильного виража получаем угол наклона рамки указателя поворота, равный

$$\delta \approx \frac{I\Omega\omega}{C \sqrt{1 + \left(\frac{v\omega}{g}\right)^2}}.$$

Из этой формулы можно сделать следующие выводы.

Угол наклона рамки гироскопа относительно вертикальной оси самолета пропорционален кинетическому моменту гироскопа, т. е. моменту инерции ротора и числу его оборотов, и обратно пропорционален упругости пружины.

Если угловая скорость ротора (т. е. число его оборотов) постоянна, то для некоторой линейной скорости самолета угол поворота рамки будет зависеть только от угловой скорости  $\omega$ , и можно тарировать шкалу прибора в зависимости от угловой скорости поворота самолета. При изменении числа оборотов ротора и линейной скорости самолета эта тарировка будет нарушаться (поэтому указатель поворота не имеет цифровых делений).

Поскольку при правильном выраже угловая скорость находится в определенном соотношении с поперечным креном самолета  $\beta$ , то указателем поворота можно пользоваться также для косвенного определения поперечного крена.

Действительно, если в формуле, определяющей угол  $\delta$ , заменим угловую скорость ее значением

$$\omega = \frac{g}{v} \operatorname{tg} \beta,$$

то получим следующее выражение для угла  $\delta$ :

$$\delta \approx \frac{I\Omega\omega}{C} \cos \beta \approx \frac{I\Omega}{C} \frac{g}{v} \operatorname{tg} \beta \cos \beta \approx \frac{I\Omega}{C} \frac{g}{v} \sin \beta.$$

Из этой формулы видно, что  $\delta$  пропорционально  $\sin \beta$  при условии, если  $\Omega = \text{const}$  и  $v = \text{const}$ .

Демпфер в указателе поворота предназначен для успокоения колебаний стрелки. Если бы не было демпфера, то в случае малейшего рыскания самолета на курсе колебания стрелки были бы настолько велики, что невозможно было бы пилотировать самолет по указателю поворота.

Принцип демпфирования заключается в том, что рамка гироскопа передвигает поршень в цилиндре с капиллярным отверстием. При резких поворотах рамки воздух не успевает проходить через капиллярное отверстие демпфера, вследствие чего возникает тормозящая сила, ограничивающая колебания рамки гироскопа и связанной с ней стрелки.

Принцип действия указателя скольжения. Указатель скольжения основан на принципе маятника (фиг. 317,а). Внутри стеклянной трубки, изогнутой по радиусу  $R$ , помещен шарик, свободно передвигающийся вдоль трубки. По-

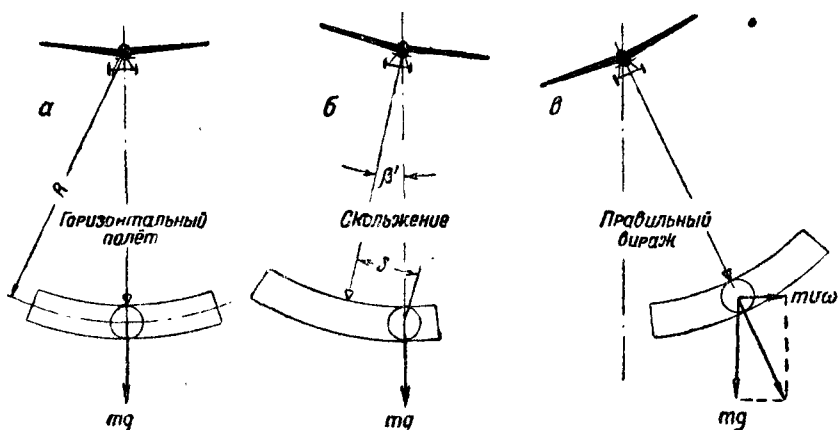
ведение шарика аналогично поведению маятника длиной  $R$  и массой:

$$m = \frac{G}{g},$$

где  $G$  — вес шарика;

$g$  — ускорение силы тяжести.

При наклонах стеклянной трубки шарик стремится занять в ней наиболее низкое положение, благодаря чему линия, соединяющая центр тяжести шарика с центром изгиба трубки, совпадает с направлением вертикали (см. фиг. 317,б).



Фиг. 317. Схема работы указателя скольжения.

При вираже эта линия совпадает с направлением кажущейся вертикали, так как на шарик при этом, кроме силы веса  $G=mg$ , действует центробежная сила  $F_R=mv\omega$  (см. фиг. 317,в).

Если обозначить смещение шарика от середины трубки через  $S$ , то при угле скольжения  $\beta'$  смещение шарика будет равно

$$S = \frac{2\pi R}{360} \beta',$$

где  $\beta'$  — угол скольжения, выраженный в градусах.

Отсюда можно сделать следующие выводы.

1. Смещение шарика от середины трубки пропорционально углу скольжения самолета.

2. Чем больше радиус изгиба трубки, тем больше смещение шарика; поэтому для тяжелых самолетов, имеющих малое скольжение, предпочтительнее применять указатель скольжения с большим радиусом изгиба трубки.

Для успокоения колебаний шарика, которые могут возникнуть при кратковременных ускорениях, трубка заполнена демпфирующей жидкостью, тормозящей движение шарика внутри трубки. Демпфирование шарика тем сильнее, чем меньше зазор между шариком и внутренней стенкой трубки; для легких самолетов предпочтительнее иметь более сильное демпфирование.

Конструкция указателя поворота и указателя скольжения. Ротор 11 указателя поворота (фиг. 318) представляет собой латунный диск, масса которого распределена по его ободу. Момент инерции ротора  $I \approx 0,5 \text{ г см сек}^2$ . Для приведения ротора во вращение на его ободу выфрезерованы лунки, в которые ударяет струя воздуха. Число оборотов ротора 6000—8000 в минуту.

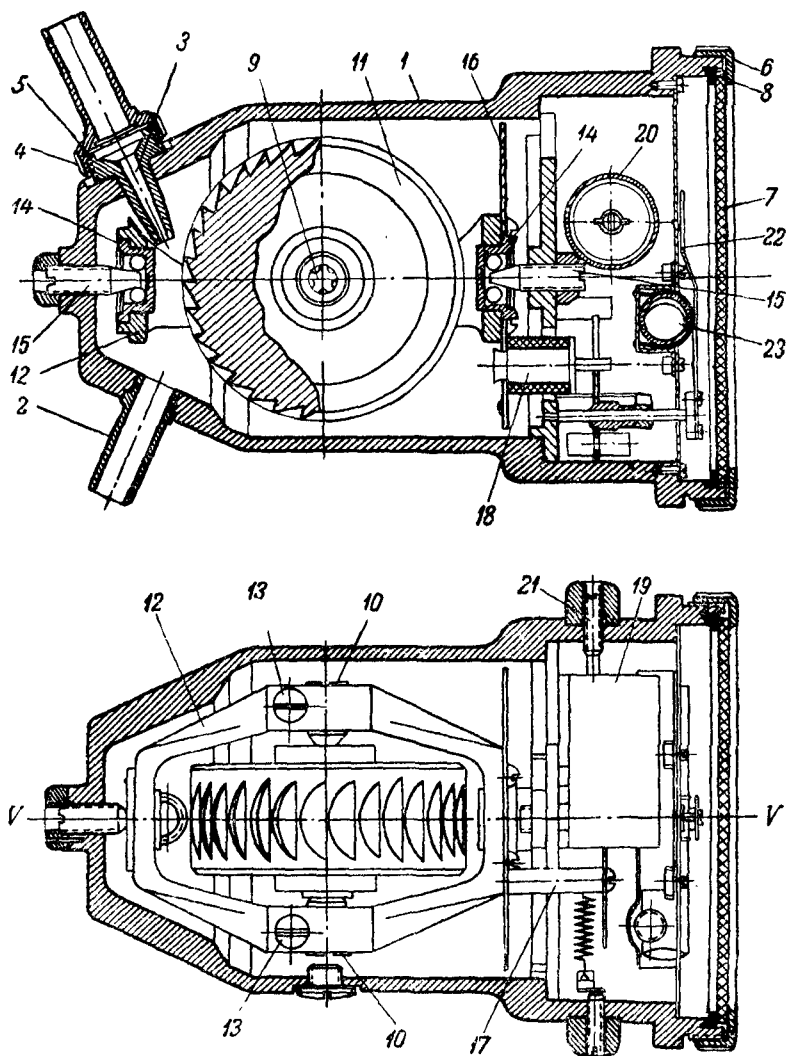
Ротор вращается внутри рамки 12 на двух радиально-упорных шариковых подшипниках 9, устроенных следующим образом. В ступицу ротора с двух сторон запрессованы стальные полированные кольца; в каждое из них уложено пять шариков, опирающихся на центральный шарик того же диаметра. Центральные шарики заложены во внутренние конусы центров 10, ввернутых в рамку с двух сторон. Люфт в подшипниках ротора регулируют, подтягивая центры, а затем законтрируют их зажимными винтами 13.

Рамка 12 изготавливается из алюминиевого литья. Под действием гироскопического момента рамка вместе с ротором поворачивается внутри корпуса вокруг оси VV, перпендикулярной оси ротора. Это вращение достигается при помощи двух других шариковых подшипников 14 той же конструкции, расположенных в рамке перпендикулярно опорам ротора.

На рамке укреплен диск 16 с верхним и нижним пальцами. Верхний палец 17 связан жестким рычагом с пружиной и демпфером, а нижний палец 18 связан со стрелкой. Рамка с ротором отбалансирована вокруг оси VV в безразличном равновесии.

Разгонное сопло 3 для создания струи воздуха, вращающей ротор, представляет собой трубку с коническим отверстием. Поток воздуха через сопло создается двумя способами: либо отсосом воздуха из корпуса прибора, который делается для этой цели герметичным, либо нагнетанием воздуха в разгонное сопло прибора. В обоих случаях нормальный перепад давления равен 50—60 мм рт. ст., а расход воздуха через сопло — около 18 л/мин.

Пружина сделана из стальной проволоки. Одним концом пружина скреплена с рычагом рамки, другим — с пружинящей пластинкой, прикрепленной к корпусу. Пружину регулируют прогибом пружинящей пластинки при помощи регулировочного винта 21, ввернутого в корпус прибора.



Фиг. 318. Конструкция указателя поворота:

1—корпус, 2—штуцер отсоса, 3—сопло, 4—штуцер давления, 5—сетка, 6—крышка, 7—стекло, 8—резиновая прокладка, 9—подшипник ротора, 10—центры ротора, 11—ротор, 12—рамка, 13—контрящий винт, 14—подшипник, 15—центры рамки, 16—диск рамки, 17—верхний палец диска, 18—нижний палец диска, 19—демпфер, 20—цилиндр демпфера, 21—регулирующий винт, 22—стрелка, 23—шарик указателя скольжения.

Демпфер 19 состоит из латунного цилиндра 20, в котором перемещается поршень, связанный тягой с рычагом рамки. Воздух, вытесняемый из цилиндра, проходит через капиллярное отверстие. Регулируется отверстие передвижением конусного золотника при помощи регулировочного винта 21. Обратное движение золотника при вывертывании регулировочного винта обеспечивается пружинкой, прижимающей золотник к винту.

Стрелка 22 укреплена на оси вместе с вилкой, имеющей противовес, при помощи которого весь узел балансируется в безразличном равновесии. В прорезь вилки входит нижний палец рамки. При повороте рамки вправо или влево стрелка поворачивается в противоположную сторону, соответствующую направлению виража (рамка поворачивается в сторону, противоположную направлению виража, так как вектор главного вращения ротора направлен влево, если смотреть по ходу самолета).

Передаточное число от рамки к стрелке около 2:1.

Стрелка покрыта светящейся массой.

Указатель скольжения смонтирован на шкале прибора. Внутри запаянной стеклянной трубки указателя скольжения помещен шарик 23, изготовленный из черного стекла. Радиус изгиба трубки 140 мм. Демпфирующей жидкостью является толуол (каменноугольный бензин). Один конец стеклянной трубки имеет аппендикс для выхода избытка толуола при высокой температуре. Задняя стенка указателя скольжения покрыта светящейся массой и белой краской.

Нормальное давление (разрежение), необходимое для питания прибора, равно 50 мм рт. ст. Количество воздуха, потребляемого прибором, не превышает 18 л/мин. Чувствительность прибора при нормальной температуре окружающей среды составляет: при угловой скорости виража, равной  $6^\circ$  в 10 сек., стрелка прибора отклоняется от нуля не менее чем на  $2^\circ$ , а при угловой скорости  $6^\circ$  в 1 сек. угол отклонения стрелки равен  $26 \div 30^\circ$ .

Лабораторная проверка. Для проверки герметичности корпуса прибора внутри него создают давление или разрежение, равное 500 мм вод. ст., после чего отключают прибор от источника питания. Давление (разрежение) не должно спадать до нуля быстрее, чем за 30 сек. Для приведения прибора в действие в корпусе прибора создают разрежение 40—50 мм рт. ст. и после 3 мин. разгона ротора производят необходимые измерения.

Количество потребляемого воздуха определяют при помощи реометра, включенного последовательно между прибором и источником разрежения.

Чувствительность указателя поворота проверяют на специальной установке (платформе), которую можно вращать вокруг вертикальной оси со скоростью до  $6^\circ$  в 1 сек. Прибор устанавливают на платформу так, чтобы его циферблат находился в вертикальном положении, а шарик указателя скольжения — в среднем положении. После разгона ротора платформу вращают с постоянной скоростью вокруг вертикальной оси и определяют при этом угол отклонения стрелки прибора.

## § 52. Авиагоризонт АГП-2

**Назначение.** Авиагоризонт предназначен для определения положения самолета относительно плоскости горизонта при слепом полете.

На лицевой части прибора имеется черный экран с горизонтальной чертой, покрытой светящейся массой и изображающей линию горизонта (фиг. 319). По экрану передвигается силуэт самолета, как бы летящего от наблюдателя. Силуэт самолета наглядно воспроизводит положение действительного самолета относительно земного горизонта.

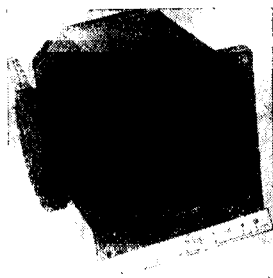
Угол между силуэтом самолета и горизонтальной чертой равен абсолютному поперечному крену самолета (угол  $\beta$ ). Расстояние между центром силуэта и чертой пропорционально абсолютно-му продольному крену самолета (угол  $\alpha$ ).

Показания авиагоризонта АГП-2 в различных случаях полета изображены на фиг. 320,а.

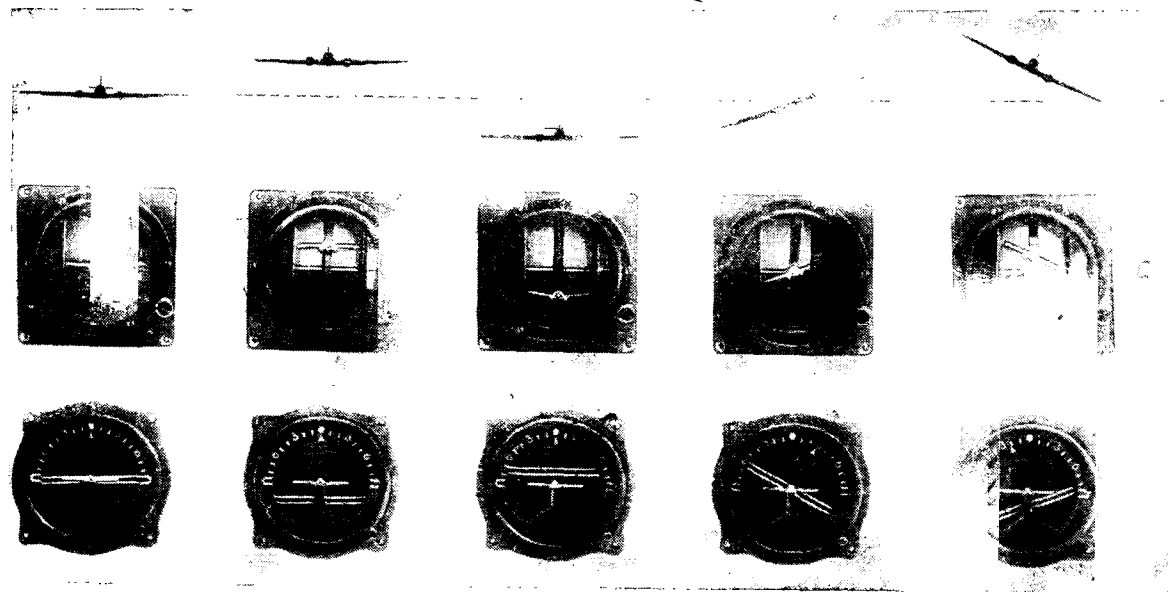
Авиагоризонт является важным прибором слепого полета, так как он дает возможность сохранять горизонтальное положение самолета без видимости Земли. Показания авиагоризонта безинерционны и не имеют запаздывания. Это значит, что при движении самолета вокруг его осей  $XX$  и  $ZZ$  авиагоризонт мгновенно реагирует на появившийся угол и не имеет колебаний при наличии ускорений, сопровождающих полет.

Для отсчета углов продольных кренов самолета авиагоризонт имеет подвижную шкалу (с правой стороны экрана), разделенную через  $5^\circ$ , перемещающуюся вверх или вниз одновременно с перемещениями силуэта самолета. Эта шкала позволяет определить углы пикирования и кабрирования до  $90^\circ$ .

**Принцип действия.** Действие авиагоризонта основано на использовании свойств гироскопа с тремя степенями свободы, ось которого корректируется при помощи маятниковой коррекции.

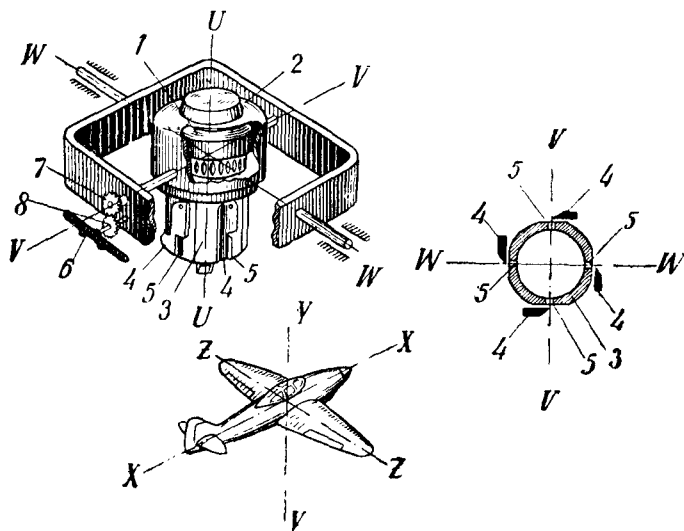


Фиг. 319. Авиагоризонт АГП-2.



Фиг. 320. Показания авиагоризонта в различных случаях полета:  
 а—авиагоризонт АГП-2, б—авиагоризонт АГ-2.

Гироскоп устанавливается на самолете в таком положении, что главная ось гироскопа  $UU$  вертикальна<sup>1</sup> (фиг. 321). Ось внутренней рамки карданного подвеса  $VV$  при этом расположена

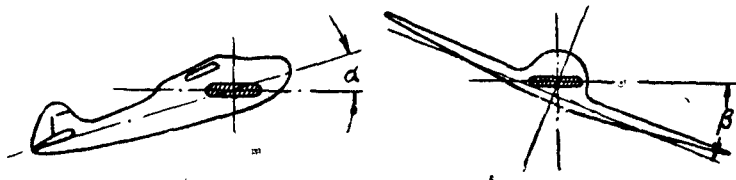


Фиг. 321. Принципиальная схема авиагоризонта:

1—ротор, 2—кожух, 3—воздушная камера, 4—маятниковая заслонка, 5—отверстия, 6—силуэт самолета, 7, 8—шестерни.

в плоскости симметрии самолета  $XY$ , а ось внешней рамки  $WW$  совпадает с поперечной осью самолета  $ZZ$ .

При любых положениях самолета главная ось гироскопа вертикальна. Поэтому угол между плоскостью вращения ро-

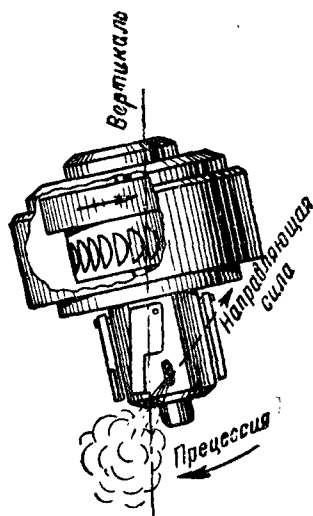


Фиг. 322. Измерение крена самолета при помощи авиагоризонта

тора 1 и продольной осью самолета  $XX$  равен абсолютному продольному крену самолета  $\alpha$ , а угол между плоскостью вращения ротора и поперечной осью самолета  $ZZ$  равен абсолютному поперечному крену самолета  $\beta$  (фиг. 322).

<sup>1</sup> В авиагоризонте АГП-2 главная ось гироскопа близка к вертикали, но не совпадает с ней, что необходимо для компенсации ошибок прибора при вираже самолета (см. ниже).

Силуэт самолета 6, являющийся указателем крена, расположен на внешней рамке карданного подвеса и связан с осью кардана  $VV$  посредством пары шестерен 7 и 8 с одинаковым числом зубьев (см. фиг. 321). Этим достигается правильное направление поворота силуэта самолета при поперечном крене и обеспечивается наглядность показаний прибора. При правом крене силуэт самолета наклоняется вправо относительно неподвижной черты экрана летчика, при левом крене — влево. При наборе высоты силуэт самолета передвигается вверх относительно неподвижной черты экрана, при снижении — передвигается вниз.



Фиг. 323. Действие реактивной воздушной струи при отклонении гироскопа от вертикали.

Для того чтобы создать направляющую силу, поддерживающую вертикальное положение оси гироскопа, используют силу реакции струи воздуха, управление которой осуществляется маятником.

Для этого внутреннюю рамку гироскопа выполняют в виде герметического кожуха 2 (см. фиг. 321), имеющего снизу воздушную камеру 3. Через щелевидные отверстия 5 в нижней части воздушной камеры выходят в четырех противоположных направлениях четыре струи воздуха. Каждое отверстие перекрывается маятниковой заслонкой 4, подвешенной на камере гироскопа.

Противоположные маятниковые заслонки связаны общей осью. Одна пара заслонок качается вокруг оси, параллельной оси  $VV$ ; эти заслонки называются *поперечными*. Другая пара качается вокруг оси, параллельной оси  $WW$ ; эти заслонки называются *продольными*.

Срезы маятниковых заслонок устроены так, что при вертикальном положении оси  $UU$  гироскопа все отверстия 5 перекрываются заслонками ровно наполовину и сила реакции всех струй совершенно одинакова. Так как эти струи противоположны, то действие их на гироскоп взаимно уничтожается.

При отклонении гироскопа от вертикали в каком-либо направлении, например, вокруг оси  $WW$ , одна пара заслонок перестает быть параллельной оси гироскопа (фиг. 323). При этом одна из заслонок закрывает воздушную струю, а противоположная еще больше открывает. В результате получается результирующая реактивная сила, момент которой действует на гироскоп.

скоп перпендикулярно тому направлению, в котором отклонился гироскоп. Возникает прецессия гироскопа, направленная прямо к вертикали.

Аналогично работает другая пара заслонок при отклонениях гироскопа от вертикали вокруг оси  $VV$ .

При одновременных отклонениях гироскопа от вертикали вокруг оси  $VV$  и оси  $WW$  работают обе пары заслонок, и гироскоп приближается к вертикали под действием результирующей силы реактивных струй.

Выше было сказано, что помещенный на самолет маятник при прямолинейном полете имеет колебания, возникающие под действием горизонтальных ускорений. Поэтому можно задать вопрос, не будет ли гироскоп следовать за колебаниями маятника. В действительности благодаря быстрой прецессии гироскопа последний весьма мало отклоняется от вертикали. Период качания маятника значительно меньше 1 сек. Скорость же прецессии гироскопа равна в среднем  $10^\circ$  в минуту, или  $1/6^\circ$  в секунду. Таким образом за 1 сек. гироскоп отклоняется всего на  $1/6^\circ$ .

При длительных горизонтальных ускорениях (на вираже) поперечная пара маятниковых заслонок устанавливается по направлению кажущейся вертикали. Вследствие этого при вираже самолета появляется непрерывная прецессия гироскопа (под действием реактивных воздушных струй) в поперечной плоскости самолета по направлению к кажущейся вертикали. Поскольку поперечная плоскость самолета при вираже поворачивается вокруг вертикали с угловой скоростью виража, направление прецессии гироскопа в пространстве также непрерывно изменяется, причем за время полного виража (на угол  $360^\circ$ ) главная ось гироскопа описывает в пространстве полный конус.

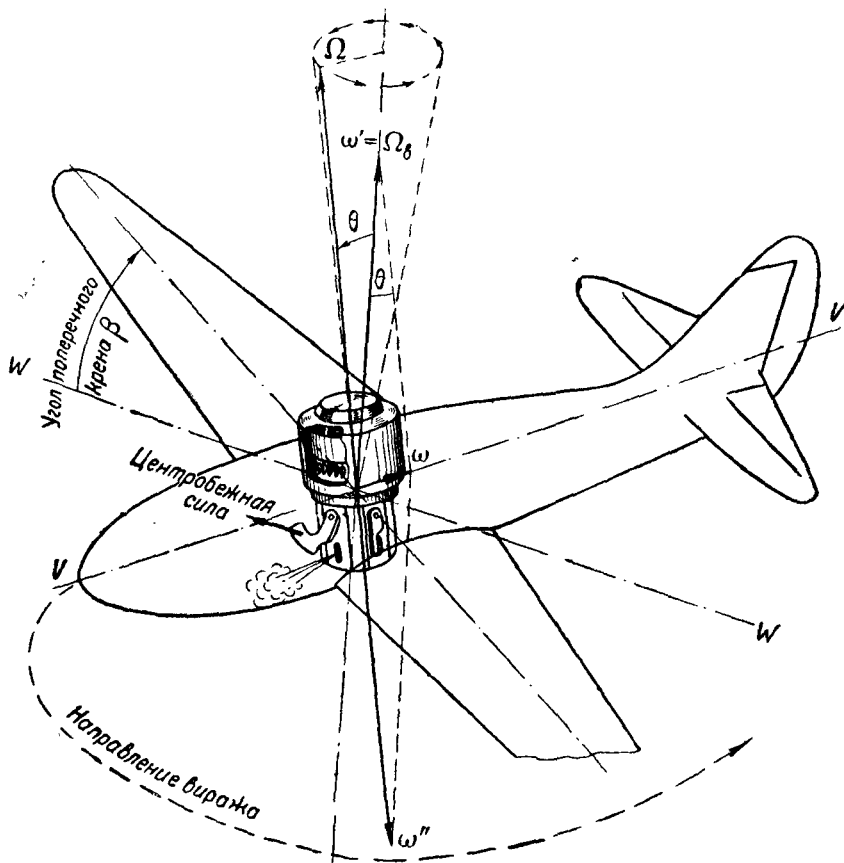
Таким образом положение гироскопа относительно вертикали непрерывно изменяется, причем наибольшее отклонение главной оси гироскопа от первоначального положения происходит при вираже на угол  $180^\circ$ , достигая величины 4—5°. Это отклонение вносит погрешность в показания авиагоризонта в том случае, если в первоначальном положении ось гироскопа совпадает с вертикалью.

В приборе АГП-2 главная ось гироскопа при отсутствии горизонтальных ускорений не совпадает с вертикалью, а искусственно наклонена вперед на  $2^\circ$  по направлению полета (при этом силуэт самолета расположен на нулевой линии). Такая установка гироскопа компенсирует виражную ошибку, сводя ее к минимуму (не выше  $2^\circ$ ).

Компенсация виражной ошибки при наклоне оси гироскопа объясняется следующим образом (фиг. 324) Ось  $VV$ , вокруг которой происходит прецессия гироскопа под действием реактивных воздушных струй, перпенди-

кулярна направлению центробежной силы, действующей на маятниковые заслонки при вираже.

Угловую скорость  $\omega$  прецессии гироскопа вокруг этой оси можно разложить на две составляющие:  $\omega''$  — вдоль главной оси гироскопа и  $\omega'$  —



Фиг. 324. Компенсация виражной ошибки авиагоризонта АГП-2.

вдоль вертикали. Последняя составляющая является угловой скоростью, с которой главная ось гироскопа описывает конус вокруг вертикали, и равна

$$\omega' = \frac{\omega}{\sin \theta} \text{ 1/сек.,}$$

где  $\omega$  — угловая скорость прецессии гироскопа под действием реактивных воздушных струй, 1/сек.;

$\theta$  — угол наклона оси гироскопа относительно вертикали по направлению полета.

При малых углах  $\sin \theta \approx \theta$  и, следовательно,

$$\omega' \approx \frac{\omega}{\theta}.$$

Для полной компенсации виражной ошибки нужно, чтобы угловая скорость конического движения оси гироскопа  $\omega'$  равнялась угловой скорости виража  $\Omega_B$ . Тогда в любой момент виража ось гироскопа окажется наклоненной относительно самолета вперед на угол  $\theta$ , что будет соответствовать первоначальному положению оси гироскопа и не внесет никаких дополнительных ошибок в отсчет кренов самолета.

Отсюда определяется необходимый угол наклона оси гироскопа при заданной угловой скорости прецессии и угловой скорости виража:

$$\theta \approx \frac{\omega}{\omega'} \approx \frac{\omega}{\Omega_B}.$$

Как видно из этого соотношения, полная компенсация виражной ошибки будет только при определенной угловой скорости прецессии и угловой скорости виража. При других значениях этих скоростей появится некоторая ошибка прибора при вираже, но все же эта ошибка будет меньше той, которая получается при отсутствии наклона оси.

Обычно при расчете наклона оси гироскопа пользуются средними значениями угловых скоростей прецессии и виража.

В приборе АГП-2 средняя скорость прецессии равна  $30^\circ$  за 4 мин., что составляет один оборот ( $2\pi$ ) за 48 мин. Отсюда угловая скорость прецессии равна

$$\omega = \frac{2\pi}{48 \cdot 60} = \frac{\pi}{1440} \text{ 1/сек.}$$

Угол наклона оси гироскопа АГП-2 равен  $2^\circ$  или  $\theta = \frac{\pi}{90}$  радиан. Отсюда определяется угловая скорость

$$\Omega_B = \frac{\omega}{\theta} = 0,0625 \text{ 1/сек.}$$

Это соответствует времени полного разворота самолета на угол  $360^\circ$ , равному

$$T_B = \frac{2\pi}{\Omega_B} \approx 100 \text{ сек.}$$

Необходимо отметить, что в данном случае при определении движения оси гироскопа на вираже был принят гироскоп, полностью сбалансированный, т. е. было предположено, что действие сил ускорения на массу гироскопа не создает момента и не вызывает добавочного прецессионного движения гироскопа. Для выполнения этого условия в приборе АГП-2 полеречные заслонки свободно качаются на угол до  $50^\circ$ . В противном случае при отклонении заслонок до упора появлялся бы маятниковый момент, создающий дополнительные ошибки прибора при вираже.

**Конструкция.** Ротор 1 авиагоризонта АГП-2 (фиг. 325) представляет собой массивное латунное кольцо с фрезерованными лунками по наружной поверхности. Момент инерции ротора  $I \approx 1,3 \text{ г см сек}^2$ , число оборотов  $n = 14\,000 - 15\,000$  об/мин. Ротор приводится во вращение четырьмя струями воздуха, вы-

текающими из сопел *a* и бьющими в лунки. Ось вращения ротора выполнена за одно целое с его ободом и опирается на два шарикоподшипника *4*, установленные в кожухе ротора. В рабочем положении ось ротора отклонена от вертикали на  $2^\circ$  вперед по направлению полета для уменьшения виражной ошибки (см. выше).

Кожух *2* является как бы внутренней рамкой карданного подвеса. Кожух герметичен; в нем имеется канал для подвода воздуха к четырем соплам для разгона ротора. Воздух, выходящий из сопел в кожух, далее проходит вниз, в воздушную камеру коррекции гироскопа.

В кожух запрессован нижний подшипник ротора; верхний подшипник вместе с обоймой установлен на скользящей посадке в крышке кожуха и прижимается к оси ротора пружинящей шайбой, чем устраняется продольный люфт в оси ротора. Снаружи в кожух впрессован с одной стороны центр *10*, с другой стороны — шарикоподшипник *9*, находящиеся на одной горизонтальной оси, которая является внутренней осью карданного подвеса.

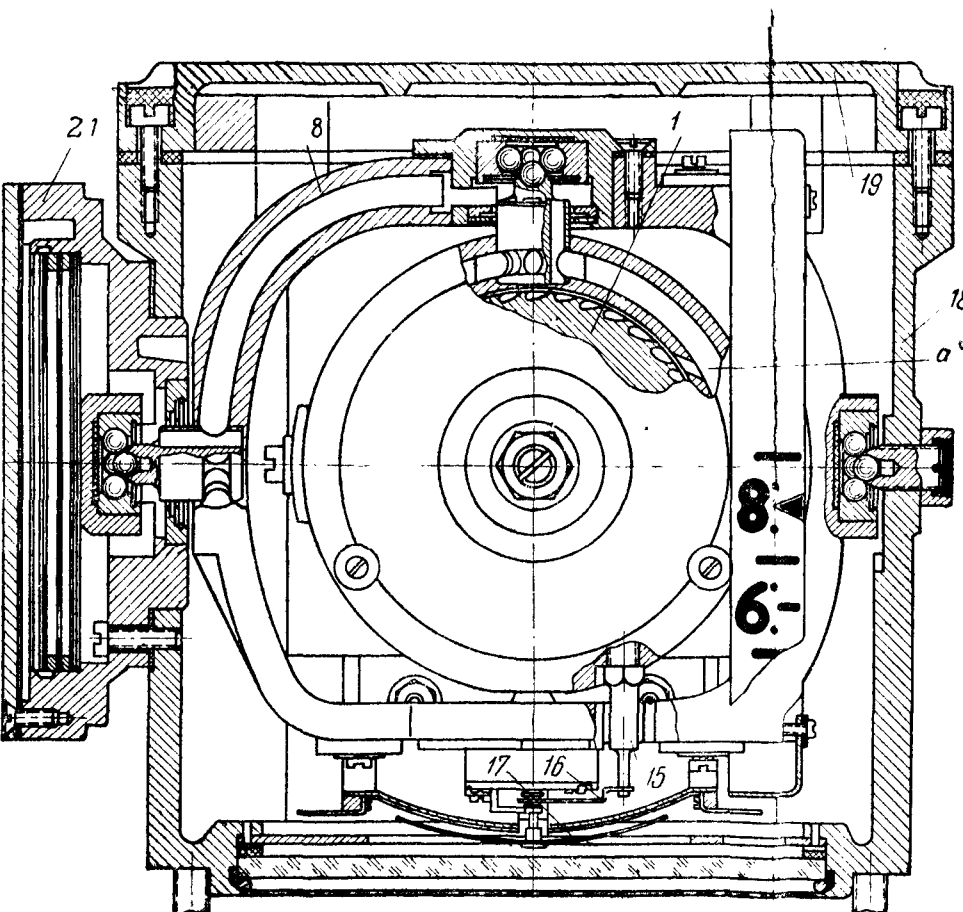
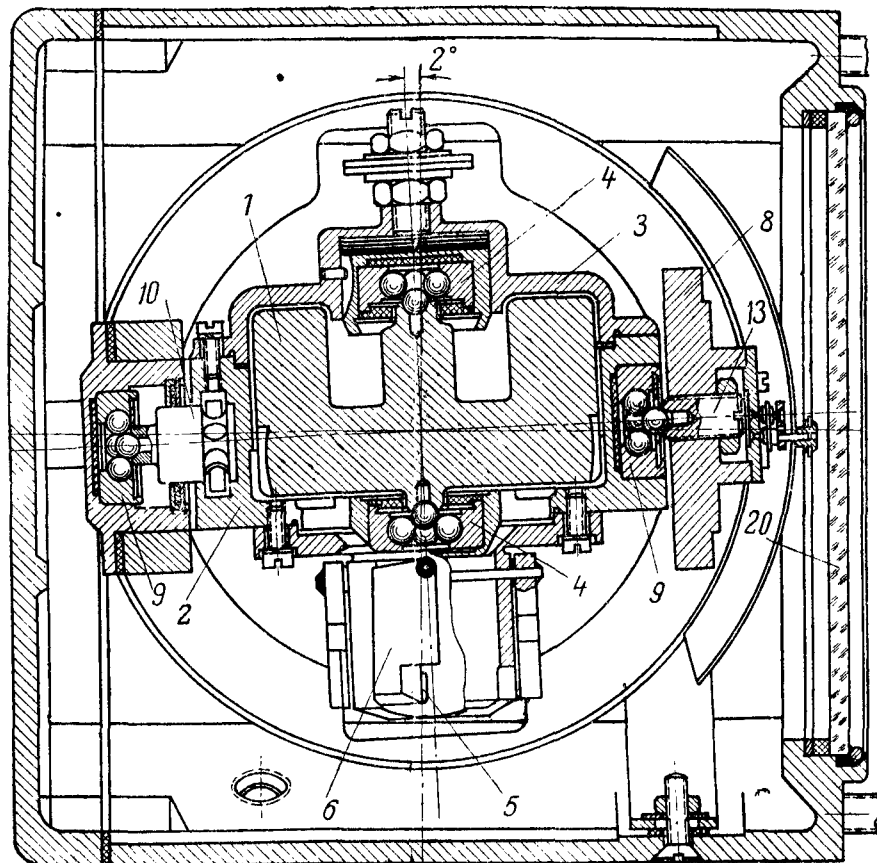
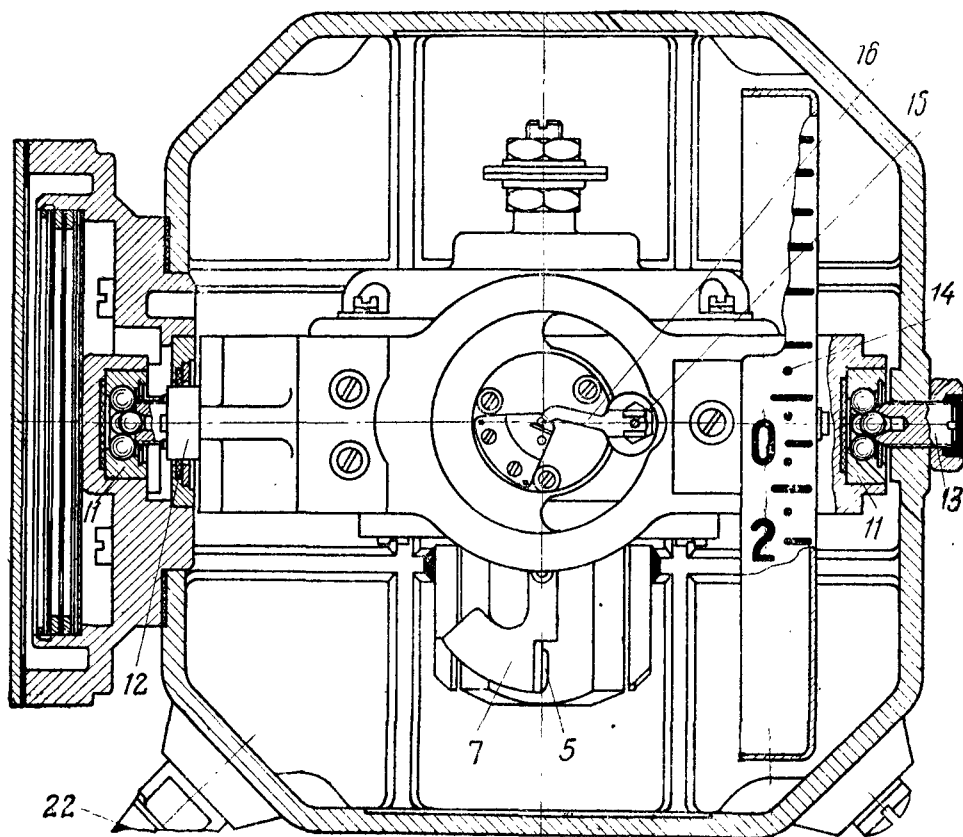
В авиагоризонте АГП-2 для всех трех осей карданного подвеса применены *радиально-упорные шариковые опоры*, устроенные следующим образом. Внутри стального полированного кольца уложены пять шариков, на которые опирается один центральный шарик того же диаметра, заложенный во внутренний конус соответствующей оси карданного подвеса. Для смазки подшипников под ними уложены прокладки, пропитанные маслом МВП.

Люфт в оси ротора регулируется подбором калиброванных прокладок под верхний подшипник. В подшипниках кардана люфт регулируют, подтягивая центры.

Центры *10* и *12* для подвода воздуха поддерживают опорный шарик и имеют утолщение, в котором сделано пять отверстий для прохода воздуха. Утолщенная часть центра охватывается уплотняющим кольцом.

Уплотняющее кольцо (*воздушный сальник*) предназначается для уменьшения утечек воздуха в местах его прохода через подшипники карданного подвеса. Кольцо точно пригнано по утолщенному диаметру центра и может самоустанавливаться в поперечном направлении в своей обойме для предотвращения затираний оси.

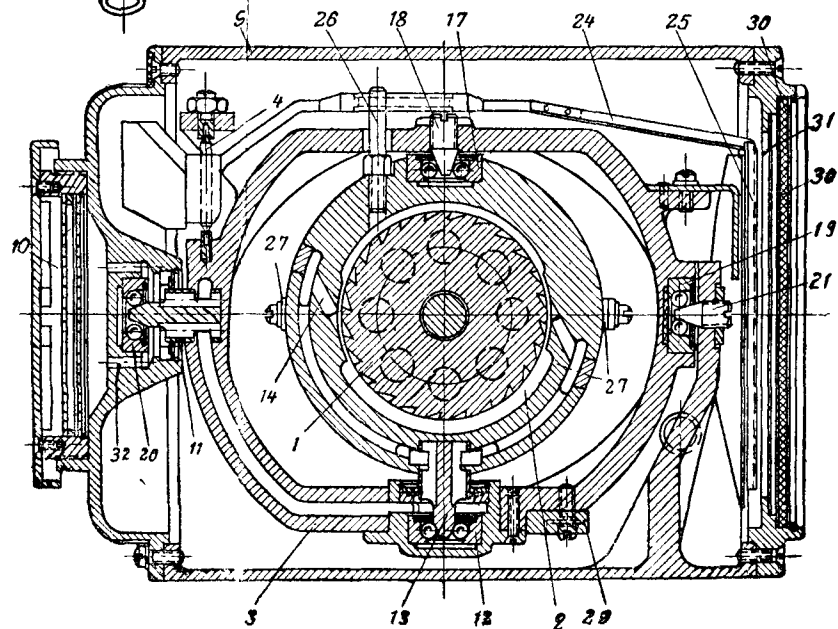
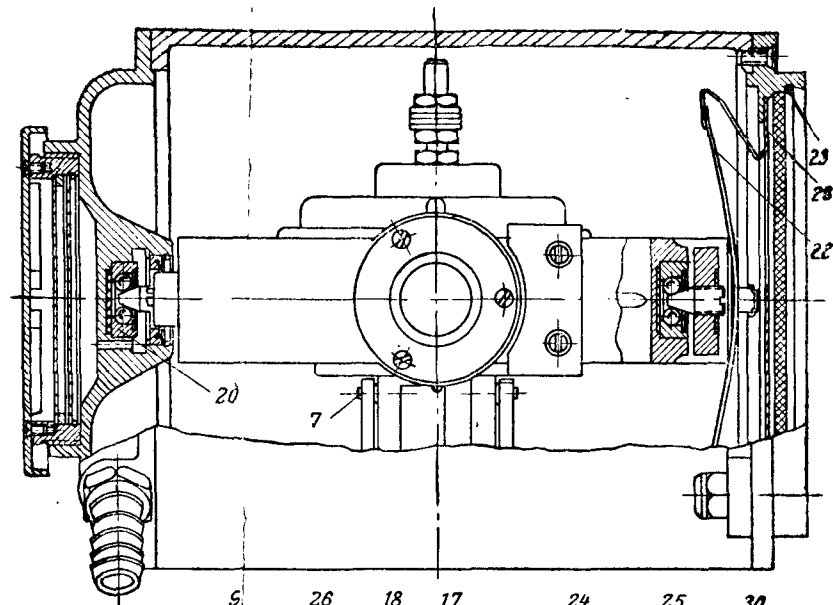
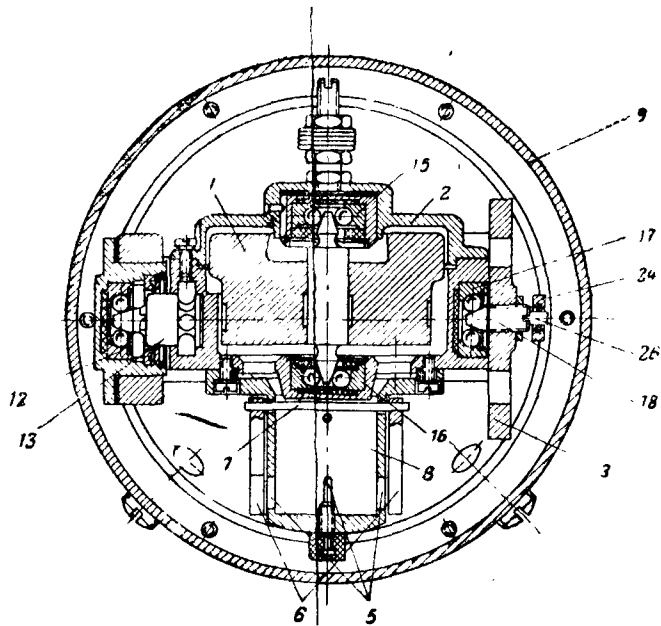
Внешняя рамка *8* поддерживает кожух с ротором. Снаружи в рамку впрессован с одной стороны центр *12*, а с другой — шарикоподшипник *11*, имеющие общую горизонтальную ось, которая является внешней осью карданного подвеса. Вокруг этой оси рамка вместе с кожухом может свободно поворачиваться в корпусе *18* прибора на любой угол, без упора.



Фиг. 325. Конструкция авиагоризонта АГП-2:

1—ротор, 2—кожух ротора, 3—крышка кожуха, 4—подшипник оси ротора, 5—шелевидные отверстия, 6—продольные маятниковые заслонки, 7—поперечные маятниковые заслонки, 8—рамка, 9—подшипники оси поперечных кренов, 10—задний центр, 11—подшипники оси продольных кренов, 12—боковой центр, 13—регулирующие винты, 14—шкала продольных кренов, 15—палец, 16—рычаг, 17—подвижный индекс, 18—корпус прибора, 19—крышка прибора, 20—стекло, 21—фильтр, 22—штуцер.

Приборы на самолете.



Фиг. 326. Конструкция авиагоризонта АГ-2:

1—ротор, 2—кожух ротора, 3—линейная рамка, 4—ось стрелки, 5—щелевидные отверстия, 6—маятниковые заслонки, 7—ось заслонки, 8—воздушная камера, 9—корпус прибора, 10—сетка фильтра, 11—центр рамки, 12—подшипник, 13—боковой центр, 14—сопло, 15—верхний подшипник ротора, 16—нижний подшипник ротора, 17—подшипник, 18—регулирующий центр, 19, 20—подшипники, 21—регулирующий центр, 22—экран, 23—зажимное кольцо, 24—рычаг, 25—планка, указывающая горизонт, 26—поводок, 27—балансирующий груз, 28 индекс поперечных кренов, 29—балансирующий груз, 30—стекло, 31—шкала, 32—отверстие для прохода воздуха.

В рамке имеется канал для подвода воздуха к кожуху гироскопа. С рамкой скреплена кольцевая шкала 14, указывающая величину продольного крена самолета.

Внутренняя ось карданного подвеса, на которой подвешен кожух ротора, расположена вдоль оси самолета, а внешняя ось подвеса, на которой подвешена рамка, расположена поперек оси самолета. Таким образом при продольных кренах самолета корпус прибора поворачивается относительно рамки, которая остается неподвижной вместе с кожухом ротора; при поперечных кренах самолета корпус прибора вместе с рамкой поворачивается относительно кожуха ротора.

На передней части рамки смонтирована машинка с подвижным индексом, воспроизводящим положение самолета относительно горизонта.

Машинка состоит из двух шестерен, имеющих одинаковое число зубьев и находящихся в зацеплении.

Ведущая шестерня скреплена с рычагом 16, в прорезь которого входит палец 15, укрепленный на кожухе гироскопа. На оси ведомой шестерни посажен индекс 17, изображающий силуэт самолета.

При наклонах рамки относительно кожуха с ротором, т. е. при поперечных кренах самолета, палец поворачивает ведущую шестерню на угол, равный крену самолета; при этом ведомая шестерня поворачивается вместе с индексом на такой же угол в противоположную сторону.

Изменение направления поворота индекса сделано для получения в приборе наглядного изображения положения самолета: при левом крене самолета индекс поворачивается перед глазами летчика влево, при правых кренах — вправо; при продольных кренах самолета индекс отклоняется перед глазами летчика вверх или вниз.

Воздушная камера коррекции укреплена под кожухом ротора и имеет в нижней части четыре щелевидных отверстия 5, закрываемые четырьмя маятниковыми заслонками 6 и 7.

Маятниковые заслонки подвешены на двух взаимно перпендикулярных осях. Каждая пара заслонок имеет с противоположных сторон срезы, благодаря чему при наклоне гироскопа одна заслонка открывает отверстие, а противоположная закрывает. Поперечные заслонки 7 выполнены в виде секторов и имеют свободу качания на угол до  $50^\circ$  в каждую сторону.

Корпус прибора поддерживает внешнюю рамку посредством центра 13 и шарикоподшипника 11, расположенного в боковом фланце корпуса. Передняя лицевая часть корпуса имеет стекло 20, за которым установлен экран с нанесенной на нем светящейся чертой, изображающей линию горизонта. Экран имеет вертикальный разрез, через который проходит ось подвижного

индекса (самолетика), расположенного между экраном и стеклом.

Изнутри на стекло наложено металлическое окно, через которое летчик наблюдает положение самолетика относительно линии искусственного горизонта. В правой части окна имеется вертикальная прорезь, через которую видна подвижная шкала продольных кренов и неподвижный индекс для отсчета углов.

Для приведения прибора в действие необходим постоянный приток воздуха к прибору. Приток воздуха обеспечивается двумя способами: созданием внутри корпуса разрежения или подачей воздуха под давлением.

Для того чтобы можно было создать в приборе разрежение, корпус его сделан герметичным и снабжен штуцером 22 для отсоса воздуха.

Для питания прибора путем подачи давления имеется боковой штуцер, расположенный на фланце корпуса (штуцер на фиг. 325 не показан).

Фильтр 21, смонтированный во фланце корпуса, служит для очистки питающего воздуха от пыли. Фильтр состоит из металлической сетки, бязевой прокладки и двух шайб, которые имеют отверстия, смещенные относительно друг друга, чем создается лабиринт. При изменении направления воздуха, проходящего через лабиринт, частицы пыли оседают на стенках фильтра. При эксплуатации прибора фильтр периодически вскрывают для очистки от накопившейся пыли.

Работа авиагоризонта АГП-2. Для нормальной работы прибора необходимо, чтобы через него проходило 40—60 л воздуха в минуту; для этого перепад давлений должен быть не менее 80 мм рт. ст. Большой перепад (свыше 100 мм рт. ст.) нежелателен, так как ротор приобретает слишком высокие обороты, что ускоряет износ его подшипников.

Под влиянием перепада давлений наружный воздух устремляется в прибор через фильтр, а затем — через ряд отверстий во фланце вокруг подшипника и переходит в канал рамки через пять отверстий в боковом центре. Для предотвращения больших утечек воздуха при переходе его из фланца в подвижную часть прибора в этом месте установлено уплотняющее кольцо.

Из канала рамки воздух попадает в кожух гироскопа через пять отверстий заднего центра, на котором также установлено уплотняющее кольцо. В кожухе гироскопа воздух течет по каналу в четыре воздушных сопла, из которых выбрасывается в виде четырех сильных струй, ударяющих в лунки ротора и приводящих его во вращение (до 15 000 об/мин). Из кожуха гироскопа воздух переходит в нижнюю его часть и попадает в воздушную камеру коррекции, откуда воздух выбрасывается в корпус прибора через четыре щелевидных отверстия. Из корпуса

прибора воздух утекает по трубопроводу к источнику питания или же выбрасывается наружу в зависимости от способа питания.

Большая часть энергии воздуха расходуется в приборе на полезную работу (разгон ротора, создание реактивных воздушных струй, корректирующих гироскоп). Часть энергии расходуется на преодоление сопротивлений при проходе воздуха через каналы и отверстия в осях, а также через трубопровод источника питания. Эти сопротивления не должны превышать определенной величины, что необходимо учитывать при эксплуатации прибора (подбор трубопровода достаточного сечения, предохранение прибора от засорения, прочистка фильтра и т. д.).

*Основные характеристики авиагоризонта АГП-2.* Прибор АГП-2 измеряет поперечные крены самолета до  $80^\circ$ , а продольные крены — неограниченно. Прибор начинает действовать через 2—2,5 мин. после включения питания (давления или разрежения, равного  $90 \pm 10$  мм рт. ст.). Скорость прецессии гироскопа АГП-2 под влиянием реактивных воздушных струй составляет от 6 до  $15^\circ$  за 1 мин.

### § 53. Авиагоризонт АГ-2

**Конструкция.** Авиагоризонт АГ-2 действует по тому же принципу, что и авиагоризонт АГП-2 и отличается от него расположением осей гироскопа внутри корпуса, конструкцией стальных узлов и способом изображения кренов самолета (фиг. 326).

Ротор прибора АГ-2 имеет момент инерции  $I \approx 0,9$  г см сек<sup>2</sup>, число оборотов  $n = 10\,000$ — $12\,000$  об/мин. Кинетический момент гироскопа АГ-2 на 40% меньше, чем у прибора АГП-2.

В ротор запрессована стальная ось с полированными конусами, опирающимися на шарикоподшипники кожуха. Такая конструкция оси ротора менее выгодна, чем в приборе АГП-2, вследствие большой разницы в коэффициентах линейного температурного расширения оси и алюминиевого кожуха ротора. При низких температурах значительно уменьшается продольный люфт в оси ротора, что приводит к снижению оборотов ротора. Во время работы прибора АГ-2 ось ротора вертикальна, вследствие чего виражная ошибка в приборе АГ-2 не компенсирована.

В авиагоризонте АГ-2 применяются такие же радиально-упорные шарикоподшипники, как и в приборе АГП-2, но взамен центрального шарика применяются стальные полированные конусы, имеющие угол  $40^\circ$  при вершине.

Оси карданного подвеса повернуты на  $90^\circ$  по сравнению с прибором АГП-2. Внутренняя ось карданного подвеса, на которой подвешен кожух ротора, расположена поперек оси самолета.

та, а внешняя ось подвеса, на которой подвешена рамка, расположена вдоль оси самолета.

Таким образом при продольных кренах самолета происходит поворот корпуса прибора вместе с рамкой относительно кожуха ротора; при поперечных кренах происходит поворот корпуса прибора относительно рамки, остающейся неподвижной вместе с кожухом ротора.

Внешняя рамка поддерживает кожух с ротором и может вращаться вместе с ними в корпусе прибора вокруг продольной оси. С рамкой скреплен экран, который окрашен в черный цвет и является фоном для планки, указывающей горизонт. В верхней части экрана укреплен треугольный индекс, указывающий величину поперечного крена (отсчет поперечных кренов производится по неподвижной шкале в верхней части прибора).

В отличие от прибора АГП-2 авиагоризонт АГ-2 имеет подвижную линию горизонта и неподвижное изображение самолета. Взаимное расположение планки и изображения самолета воспроизводит крены действительного самолета относительно горизонта (см. фиг. 320,б).

Планка, указывающая горизонт, скреплена с рычагом, имеющим горизонтальную ось вращения на рамке гироскопа. В паз рычага входит поводок, укрепленный на кожухе гироскопа. При наклонах рамки относительно кожуха (т. е. при продольных кренах самолета) поводок поворачивает рычаг планки на его оси; при этом планка смещается вверх или вниз от центра прибора. При поперечных кренах самолета планка вместе с рамкой наклоняется относительно корпуса прибора вправо или влево.

Лабораторная проверка авиагоризонтов АГП-2 и АГ-2. Герметичность корпуса авиагоризонта проверяют, создавая в корпусе разрежение, равное 500 мм вод. ст. После отключения прибора от источника питания разрежение не должно падать до нуля быстрее чем за 20 сек. Количество воздуха, потребляемого авиагоризонтом, определяют так же, как и в указателе поворота, при помощи реометра; допустимый расход воздуха в авиагоризонте не превышает 65 л/мин.

Для определения скорости прецессии гироскопа прибор укрепляют на специальной установке (платформе). Платформу и неподвижные индексы прибора устанавливают при помощи уровня в строго горизонтальное положение. Затем отвертывают пробку корпуса и специальным крючком нажимают на гироскоп до тех пор, пока он не отклонится на 30° от нормального положения. По секундомеру определяют время прихода подвижного индекса в нулевое положение. Это время должно быть в пределах от 2 до 5 мин., что соответствует скорости прецессии от 6 до 15° за 1 мин.

## § 54. Гирополукомпас

**Назначение.** Гирополукомпас предназначен для поддержания заданного курса самолета и выполнения разворотов на заданное число градусов.

Гирополукомпас имеет вертикальную картушку (шкалу), отградуированную через  $5^\circ$  (от 0 до  $360^\circ$ ) с оцифровкой через  $30^\circ$ ; цифры соответствуют десяткам градусов. Отсчет курса производится при помощи курсовой черты (нити), натянутой перед шкалой; например, показания прибора, изображенного на фиг. 327, соответствуют курсу  $135^\circ$ .

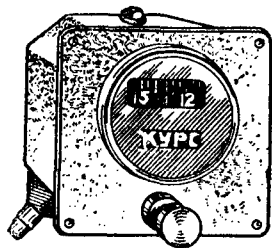
Гирополукомпас не указывает автоматически курса, а указывает отклонение самолета от какого-либо курса, измеренного посредством другого компаса (например, магнитного). Для этой цели шкала гирополукомпаса может быть установлена летчиком на любое показание (например, равное показанию магнитного компаса). Перемещение шкалы производится при помощи специального арретира, ручка которого помещается в нижней части прибора. При втянутом положении ручки прибор арретируется (запирается). В этом положении вращением ручки осуществляется поворот картушки в нужное положение. При выдвинутой ручке картушка освобождается и указывает отклонение от установленного показания.

Через каждые 10—15 мин. полета показания прибора сверяют с компасом и в случае необходимости исправляют тем же арретиром. Необходимость периодического исправления показаний гирополукомпаса объясняется тем, что по принципу его действия в показаниях прибора с течением времени накапливается ошибка (до  $2\text{—}3^\circ$  за 10—15 мин.). Таким образом гирополукомпас используется на самолете в сочетании с магнитным компасом.

Показания гирополукомпаса, так же как и показания авиагоризонта, безинерционны и не имеют запаздываний. Благодаря этому гирополукомпас применяют в слепом полете.

Гирополукомпас применяют также для автоматической стабилизации самолета по курсу.

**Принцип действия.** Действие гирополукомпаса основано на использовании свойств гироскопа с тремя степенями свободы (см. фиг. 302). Расположение гироскопа на самолете таково, что его внешняя ось *WW* вертикальна, а главная ось гироскопа *UU* горизонтальна и может иметь любое направление



Фиг. 327.  
Гирополукомпас.

относительно меридиана. По принципу действия гироскоп свободен, т. е. не имеет направляющей силы, корректирующей его вокруг оси  $WW$ .

Известно, что свободный гироскоп сохраняет неизменным первоначальное направление главной оси в пространстве. Поэтому при поворотах самолета на другой курс главная ось гироскопа  $UU$  будет сохранять заданное направление, и изменение угла между осью гироскопа  $UU$  и плоскостью симметрии самолета укажет на изменение курса самолета. Известно также, что вследствие вращения Земли гироскоп имеет кажущееся движение вокруг осей  $VV$  и  $WW$ . Угловая скорость кажущегося движения вокруг оси  $WW$  зависит от широты места и от наклона оси  $UU$  к горизонту.

Для предотвращения ошибки гирополюсcompassа вследствие вращения Земли гироскоп практически балансируют так, чтобы по возможности устранить кажущееся движение гироскопа вокруг оси.

Действительно, для некоторой широты  $\varphi$  можно балансировкой скомпенсировать влияние вращения Земли. Для этого нужно при помощи бокового противовеса настолько сместить центр тяжести гироскопа в сторону от центра, чтобы момент от этой несбалансированности вокруг оси  $VV$  вызвал прецессию гироскопа вокруг оси  $WW$ , равную и противоположную скорости кажущегося движения гироскопа вокруг этой оси.

Однако кажущееся движение гироскопа можно полностью скомпенсировать только на данной широте и при постоянных оборотах ротора.

Вращение Земли не является главным фактором, создающим с течением времени ошибку в показаниях гирополюсcompassа. Практически нельзя полностью устранить трение в подшипниках карданного подвеса и точно сместить центр тяжести гироскопа на нужную величину.

Если даже предположить, что балансировка полностью компенсирует кажущееся движение гироскопа, то уход гироскопа от первоначального направления вследствие трения все же велик. Практически момент трения в подшипниках горизонтальной оси карданного подвеса удастся получить не менее  $0,3 \text{ г/см}$ . Если бы этот момент действовал на гироскоп непрерывно в одну сторону вокруг оси  $VV$ , то скорость прецессии гироскопа вокруг оси  $WW$  при моменте инерции ротора  $I = 0,7 \text{ г см сек}^2$  и  $n = 10\,000 \text{ об/мин}$ . ( $\Omega = 1050 \text{ рад/сек}$ .) была бы равна  $\omega = \frac{m_{\text{тр}}}{I\Omega} = \frac{0,3}{0,7 \cdot 1050} = 0,00041 \text{ рад/сек} = 1,4^\circ \text{ в минуту}$ , что составит  $21^\circ$  за 15 мин.

Но практически в полете момент трения вокруг оси никогда

не действует в одну сторону, а действует попеременно то в ту, то в другую сторону вследствие колебаний самолета вокруг осей  $XX$  и  $ZZ$ .

В результате этого уход гироскопа практически доходит до  $3^\circ$  за 15 мин. Эта ошибка не имеет постоянной величины и направления вследствие непостоянства момента трения при изменении температуры, вибрации и т. д. Поэтому учесть ее заранее невозможно и ошибку эту исправляют, периодически сличая показания гирополукомпаса с показаниями одного из компасов.

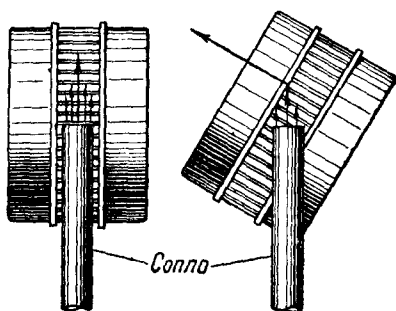
Гироскоп гирополукомпаса имеет специальную коррекцию, поддерживающую главную ось гироскопа  $UU$  под углом  $90^\circ$  к его оси  $WW$ . При отсутствии такой коррекции гироскоп под влиянием трения в оси  $VV$  мог бы постепенно наклоняться на большой угол и, дойдя до упора, перестать работать.

Коррекция гироскопа устроена следующим образом (фиг. 328). Сопло, разгоняющее ротор, помещено на внешней рамке гироскопа в плоскости  $VW$ . При наклоне главной оси гироскопа  $UU$  угол между этой осью и плоскостью делается не равным  $90^\circ$ . При этом струя из сопла начинает бить на одну из двух реборд (бортиков), помещенных по обе стороны лунок.

Давление струи на реборду направлено перпендикулярно ее поверхности и параллельно оси  $UU$ . Силу этого давления можно разложить по двум направлениям: параллельно оси  $WW$  и перпендикулярно к ней. Вторая составляющая является направляющей силой, вызывающей прецессию гироскопа вокруг оси  $VV$ .

**Конструкция.** Ротор 1 гирополукомпаса (фиг. 329) представляет собой массивный латунный диск с лунками по окружности и с двумя ребордами, посаженными по обе стороны лунок. В ротор запрессована стальная ось с полированными конусами, входящими в шарикоподшипники. Момент инерции ротора около  $0,7 \text{ г см сек}^2$ ; скорость вращения  $10\,000 - 12\,000$  об/мин.

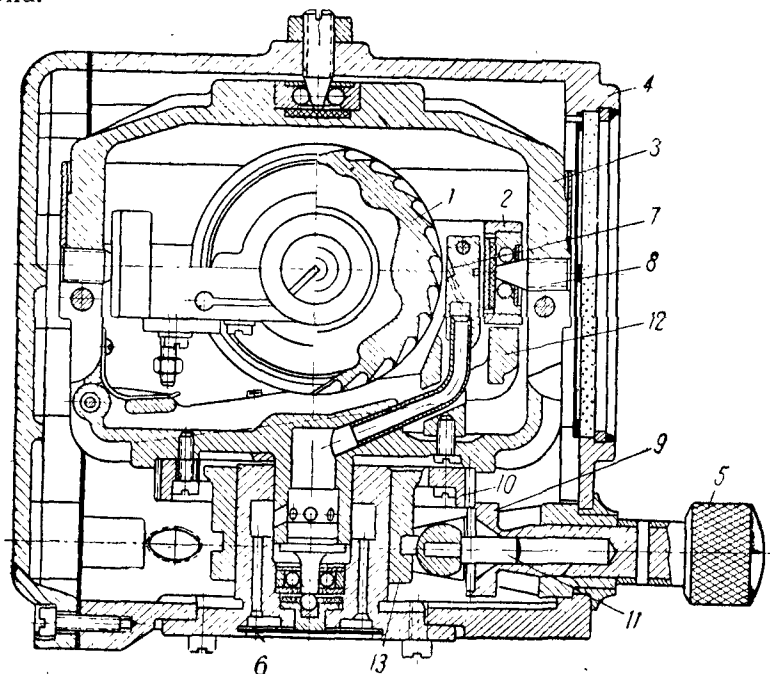
Во внутренней рамке 2 укреплены шарикоподшипники ротора. Подшипники посажены в две латунные резьбовые пробки; подтягивая эти пробки, регулируют люфт в оси ротора. Пробки закрепляются зажимными винтами. Перпендикулярно оси ротора в рамку посажены снаружи еще два подшипника: на них рамка может вращаться вместе с ротором вокруг оси  $VV$ . Рам-



Фиг. 328. Действие коррекции при наклонах гироскопа.

ка имеет нарезанный стержень с передвижным грузиком (гайкой) для балансировки гироскопа вокруг оси.

Во внешней рамке 3 укреплены два центра 8 с полированными конусами, входящими в шарикоподшипники внутренней рамки. Подтягивая центры, можно регулировать люфт в оси гироскопа.



Фиг. 329. Конструкция гиropolукомаса:

1—ротор, 2—внутренняя рамка, 3—внешняя рамка, 4—корпус, 5—ручка арретира, 6—фильтр, 7—сопло, 8—центр, 9, 10—шестерни арретира, 11—штифт вылки, 12—рычаг арретира, 13—втулка арретира.

Для того чтобы рамка могла вращаться вокруг оси *WW*, снизу в рамку запрессована упорная ось, которая опирается на шарик и направляется шарикоподшипником, посаженным во фланец корпуса. Сверху в рамку посажен подшипник, в который входит конический регулируемый центр из корпуса прибора. На рамке укреплена картушка (шкала) гиropolукомаса, представляющая собой кольцо с делениями снаружи. Рамка несет на себе сопло, разгоняющее ротор.

Нижний фланец корпуса несет в себе упорный подшипник и фильтр (металлическую сетку). Для уменьшения утечек воздуха при переходе его из фланца в рамку зазор между фланцем

и цилиндрической частью рамки, входящей во фланец, делают минимальным.

На внешней раме укреплен на оси стопорный рычаг 12 и цилиндрическая шестерня 10. На фланец корпуса надето стопорное кольцо 13, в кольцевую проточку которого входит вилка, качающаяся на оси в корпусе прибора. Ручка арретира 5 снабжена торцевой шестерней 9 и может двигаться поступательно и вращаться. При нажиме на ручку 5 штифт 11 попадает в коническое отверстие торцевой шестерни, благодаря чему вилка принудительно поворачивается в горизонтальное положение. При этом вилка поднимает втулку 13, поворачивающую кверху стопорный рычаг 12. При подъеме стопорный рычаг упирается во внутреннюю рамку и запирает гироскоп. Одновременно торцевая шестерня 9 сцепляется с цилиндрической шестерней 10, и поворот ручки вызывает поворот рамки 3 вместе с картушкой на нужное число градусов. При вытягивании ручки гироскоп освобождается.

Корпус 4 спереди имеет круглое окно, закрытое стеклом. Под стеклом лежит рант с прямоугольным вырезом, через который видна картушка. По середине выреза натянута курсовая черта для отсчета курса.

Для питания прибора посредством отсоса корпус прибора делают герметичным и снабжают штуцером. При питании прибора путем нагнетания воздуха штуцер устанавливают на нижнем фланце корпуса.

Определение степени герметичности корпуса и количества потребляемого прибором воздуха производится так же, как и в авиагоризонте. Для определения устойчивости гироскопа наблюдают по шкале прибора угол, на который отклоняется гироскоп от первоначального положения в течение 15 мин.; этот угол не должен превышать 3°.

## § 55. Гиромагнитный компас ГМК-2

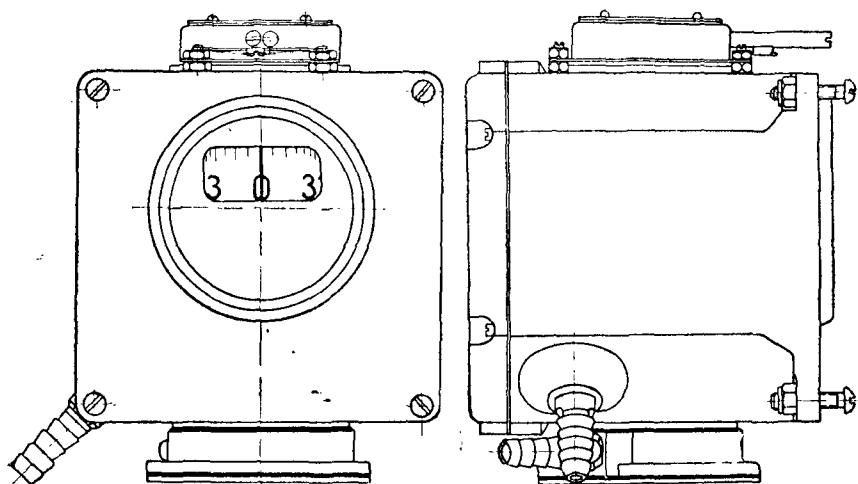
**Назначение.** Гиромагнитный компас предназначен для определения и выдерживания курса при слепом полете и для выполнения разворотов при перемене курса.

На лицевой стороне прибора под стеклом имеется прямоугольный вырез, в котором видна вертикальная картушка (шкала) для отсчета курса (фиг. 330). Картушка снабжена делениями от 0 до 360°, нанесенными через 5°, и оцифровкой через 30°; цифры соответствуют десяткам градусов, например, цифра 3 соответствует 30°, цифра 27 соответствует 270° и т. д. Отсчет курса производится против вертикальной курсовой черты, натянутой по середине прямоугольного выреза.

ГМК-2 является важным прибором для слепого полета, так как показания его безинерционны и не имеют запаздывания

при отклонениях самолета от прямой<sup>1</sup>. Это значит, что при движении самолета вокруг вертикальной оси ГМК-2 мгновенно реагирует на появившийся угол и не имеет колебаний при наличии ускорений, сопровождающих полет.

**Принцип действия.** Действие гироманитного компаса основано на использовании свойств гироскопа с тремя степенями свободы, ось которого корректируется по направлению магнитного меридиана.



Фиг. 330. Гироманитный компас ГМК-2.

Расположение гироскопа на самолете таково, что его внешняя ось  $WW$  вертикальна и параллельна вертикальной оси самолета; ось вращения ротора  $UU$  горизонтальна и расположена в направлении север—юг; ось гироскопа  $VV$  направлена с запада на восток.

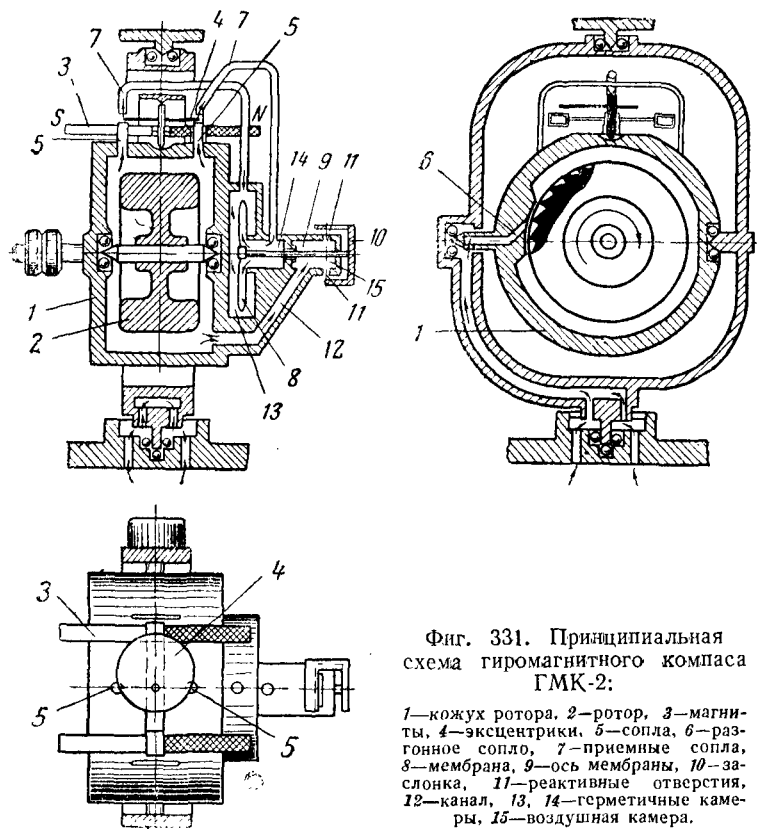
Коррекция гироскопа осуществляется одновременно в двух направлениях: во-первых, главная ось гироскопа удерживается в плоскости магнитного меридиана при помощи магнитной стрелки, реагирующей на повороты гироскопа вокруг его оси  $WW$ ; во-вторых, главная ось гироскопа удерживается в горизонтальной плоскости при помощи маятниковой коррекции, реагирующей на поворот гироскопа вокруг его оси  $VV$ .

Таким образом независимо от положения самолета главная ось гироскопа  $UU$  всегда направлена по линии пересечения плоскости горизонта и плоскости магнитного меридиана. От-

<sup>1</sup> Некоторое запаздывание имеется только при перемене курса (вследствие изменения девиации).

считывая угол между осью гироскопа  $UU$  и плоскостью симметрии самолета, получаем магнитный курс самолета. Для создания направляющей силы используется, как и в авиагоризонте, сила реакции струи воздуха.

Рассмотрим сначала работу коррекции, удерживающей ось гироскопа в плоскости магнитного меридиана, на фиг. 331.



Фиг. 331. Принципиальная схема гиромагнитного компаса ГМК-2:

1—кожух ротора, 2—ротор, 3—магниты, 4—эксцентрики, 5—сопла, 6—разгонное сопло, 7—приемные сопла, 8—мембрана, 9—ось мембраны, 10—заслонка, 11—реактивные отверстия, 12—канал, 13, 14—герметичные камеры, 15—воздушная камера.

Чувствительным элементом этой коррекции является магнитная система, состоящая из двух параллельных магнитов 3, укрепленных на вертикальной оси. В отличие от маятниковой коррекции магнитная система не может непосредственно перерезать реактивную воздушную струю, так как момент магнитной стрелки весьма мал. Поэтому коррекция в гиромагнитном компасе предварительно усилена специальным устройством.

Вся коррекционная система помещается на внутренней рамке карданного подвеса, выполненной в виде герметичного ко-

жуха 1, внутри которого помещается ротор 2. Магнитная система 3 свободно вращается на вертикальной оси и несет на себе эксцентрик 4, под которым находятся два воздушных сопла 5, выходящих из кожуха 1. Линия, соединяющая центры сопел, параллельна оси ротора.

Когда магниты параллельны оси ротора, заслонка перекрывает сопла поровну. Ротор приводится в быстрое вращение (10 000—12 000 об/мин.) воздушной струей, вытекающей из сопла 6. Небольшая часть воздуха направляется из кожуха 1 в два вертикальных сопла 5 и вытекает из них мимо эксцентрика 4 двумя слабыми воздушными струями. Действие этих струй на эксцентрик весьма незначительно и не нарушает равновесия магнитной системы, поэтому систему можно считать свободной. Сила воздушных струй, выходящих из сопел 5, одинакова в том случае, если магниты параллельны оси ротора, но соотношение сил изменяется при малейшем повороте эксцентрика.

В том случае когда ось ротора направлена не по магнитному меридиану, одно из сопел будет открыто больше другого и из него будет выходить более сильная струя воздуха.

Сами по себе эти струи малы и их реакция не может оказать требуемого воздействия на гироскоп. Для преобразования их в направляющую силу служит пневматическое реле, усиливающее разность давлений струй воздуха, выходящих из сопел 5.

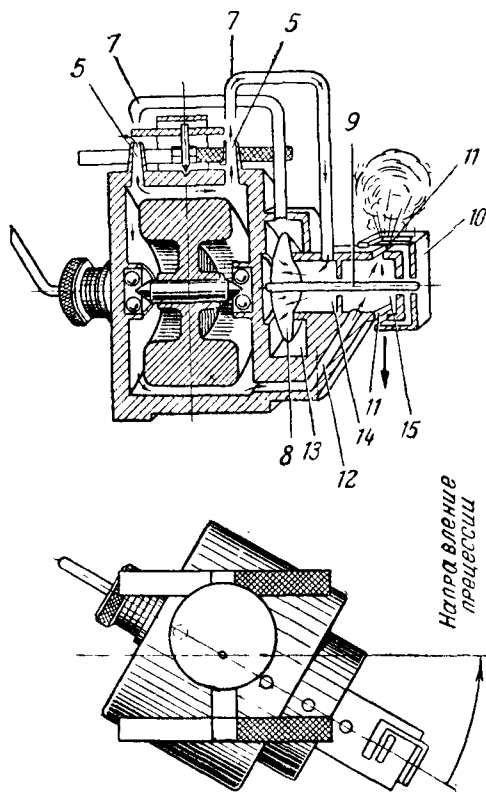
Для этой цели над соплами 5 размещены два встречных приемных сопла 7, соединенных трубками с герметичными камерами 13 и 14. Камеры разделены резиновой мембраной 8, центр которой может поступательно перемещаться вместе с осью 9 и заслонкой 10. Приемные сопла 7 воспринимают давление струй воздуха, выходящих из кожуха 1. Если одна струя сильнее, то под влиянием создавшейся разности давлений мембрана 8 передвинется в ту или другую сторону. Основная масса воздуха из кожуха 1 устремляется по каналу 12 в воздушную камеру 15, из которой вытекает двумя сильными струями вверх и вниз через два щелевидных отверстия 11.

Над этими отверстиями проходит заслонка 10 и перекрывает их пополам в том случае, если мембрана 8 находится в среднем положении. Если мембрана прогнулась вправо, то заслонка закрывает верхнее отверстие и открывает нижнее; при прогибе мембраны влево открывается верхнее отверстие и закрывается нижнее.

Итак, при отклонении северного конца оси гироскопа к востоку давление в камере 14 будет больше, чем в камере 13, мембрана 8 передвинет заслонку 10 влево, нижнее отверстие 11 закроется, а верхнее откроется. Струя воздуха, выходящая из

верхнего отверстия 11, создает реактивную силу, направленную вниз, и прецессия гироскопа будет направлена к магнитному меридиану (фиг. 332, экспликация см. фиг. 331).

Как только ось гироскопа совпадет с плоскостью меридиана, магниты будут параллельны оси ротора, и давления в прием-



Фиг. 332. Действие коррекции, приводящей ось гироскопа в плоскость магнитного меридиана.

ных соплах, а также в камерах 13 и 14 будут одинаковы, так как эксцентрик перекроет отверстия поровну. В этом случае мембрана 8 и заслонка 10 займут среднее положение, и прецессия гироскопа прекратится, так как реакции воздушных струй будут взаимно уравновешиваться.

Если северный конец оси гироскопа отклонится на запад, то весь механизм коррекции сработает в обратную сторону, и прецессия гироскопа будет снова возвращать его ось в плоскость магнитного меридиана.

При возникновении горизонтальных ускорений гироскоп будет сохранять с достаточной точностью направление по магнитному меридиану, несмотря на значительные колебания магнитной стрелки вправо и влево относительно магнитного меридиана. Это объясняется тем, что скорость прецессии гироскопа весьма мала — в среднем  $0,2^\circ$  в секунду; период же качания магнитной стрелки можно принять равным 2 сек.; независимо от амплитуды колебаний стрелки за время одного периода гироскоп отклонится всего на  $\pm 0,2^\circ$ .

При виражах центробежные силы могут значительно отклонить магнитную стрелку в сторону от магнитного меридиана, что вызовет прецессию гироскопа вокруг вертикальной оси. Величина ошибки после виража зависит от первоначального курса и угла разворота и может достигать  $3\div 4^\circ$ . Время возвращения гироскопа к меридиану после выхода самолета на новый курс равно примерно длительности виража.

Гироманитный компас тем точнее, чем меньше трение в подшипниках карданного подвеса и чем точнее отбалансирован гироскоп.

Точность работы прибора увеличивается с увеличением кинетического момента гироскопа вследствие уменьшения скорости прецессии (уменьшается ошибка на вираже). Повышение чувствительности системы коррекции также способствует увеличению точности работы гирокомпа.

При определении курса ось вращения гироскопа может иметь наклон относительно плоскости горизонта, но для повышения точности показаний прибора обязательно горизонтальное положение оси гироскопа. Это вызвано тем, что трение в оси магнитной системы имеет минимальное значение при вертикальном положении оси вращения магнитов. Необходимость в расположении оси гироскопа по горизонту вызывается также тем, что под влиянием трения в подшипниках и несбалансированности гироскоп может постепенно наклониться на такой угол, при котором прибор не может работать. Рассмотрим работу коррекции, удерживающей ось гироскопа в плоскости горизонта.

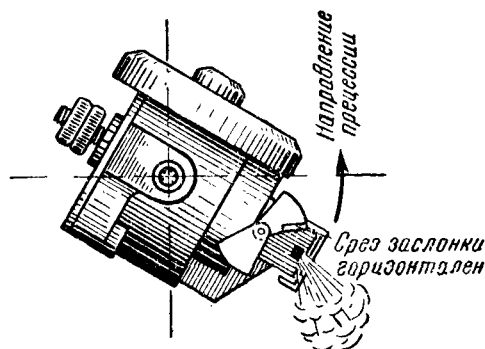
Горизонтальное направление оси гироскопа поддерживается маятниковой коррекцией, аналогичной по принципу действия коррекции авиагоризонта (фиг. 333).

Воздушная камера коррекции имеет, кроме двух вертикальных щелей, две горизонтальные, из которых выходят две струи: одна на запад, другая на восток. Маятник подвешен на горизонтальной оси вместе с двумя заслонками, имеющими горизонтальные срезы. При наклонах оси гироскопа относительно горизонта одна заслонка открывает отверстие, другая закрывает противоположное отверстие, вследствие чего появляется на-

правляющая сила, под действием которой ось гироскопа вращается в горизонтальное положение.

**Конструкция.** Гиромагнитный компас ГМК-2 (фиг. 334) состоит из ряда узлов, собираемых отдельно.

Узел ротора состоит из герметичного кожуха 2, который является внутренней рамкой карданного подвеса и несет в себе латунный ротор 1. Ротор посажен на стальную ось, вращающуюся в сферических шарикоподшипниках: один подшипник



Фиг. 333. Действие коррекции, приводящей ось гироскопа в плоскость горизонта.

запрессован в кожух 2, другой посажен в резьбовую пробку, подтягиванием которой можно регулировать люфт в оси ротора. Вращение ротора осуществляется струей воздуха, бьющей из сопла на лунки ротора; скорость вращения ротора 10 000—12 000 об/мин. Момент инерции ротора равен около  $1 \text{ г см сек}^2$ .

Кожух 2 несет на себе всю систему коррекции, посредством которой ось вращения ротора удерживается в плоскости магнитного меридиана и в плоскости горизонта.

Ротор вместе с кожухом и системой коррекции образует внутреннюю часть карданного подвеса, уравновешенную вокруг горизонтальной оси *VV*.

В кожух 2 запрессована ось, которая входит в шарикоподшипник, заключенный в рамке 11. С другой стороны в кожух запрессован шарикоподшипник, в который входит боковой центр, скрепленный с рамкой 11.

Магнитный узел укреплен на верхней части кожуха ротора и имеет магнитную систему, состоящую из двух параллельных магнитов 3. Ось магнитной системы опирается нижним концом на корундовый подпятник и может вращаться вместе с магнитами в корундовых или рубиновых подшипниках. На оси магнитной системы укреплена эксцентриковая заслонка 6, под ко-

торой расположены два сопла 4, запрессованные в основание магнитного узла. Над соплами расположены два приемных сопла 5, соединенные резиновыми трубками с пневматическим реле.

Пневматическое реле установлено на северной стенке кожуха ротора. В герметичной камере расположена упругая мембранная коробка 8. Одна резиновая трубка соединяет магнитный узел с камерой реле, а другая — с внутренней полостью коробки. Корпус реле 7 имеет воздушную камеру, которая сообщается посредством канала с кожухом ротора. В стенках камеры проделаны четыре щелевидных отверстия: два по вертикали, два по горизонтали. Через первую пару отверстий проходят реактивные воздушные струи, приводящие гироскоп к магнитному меридиану; через вторую пару отверстий проходят струи воздуха, приводящие гироскоп к горизонту.

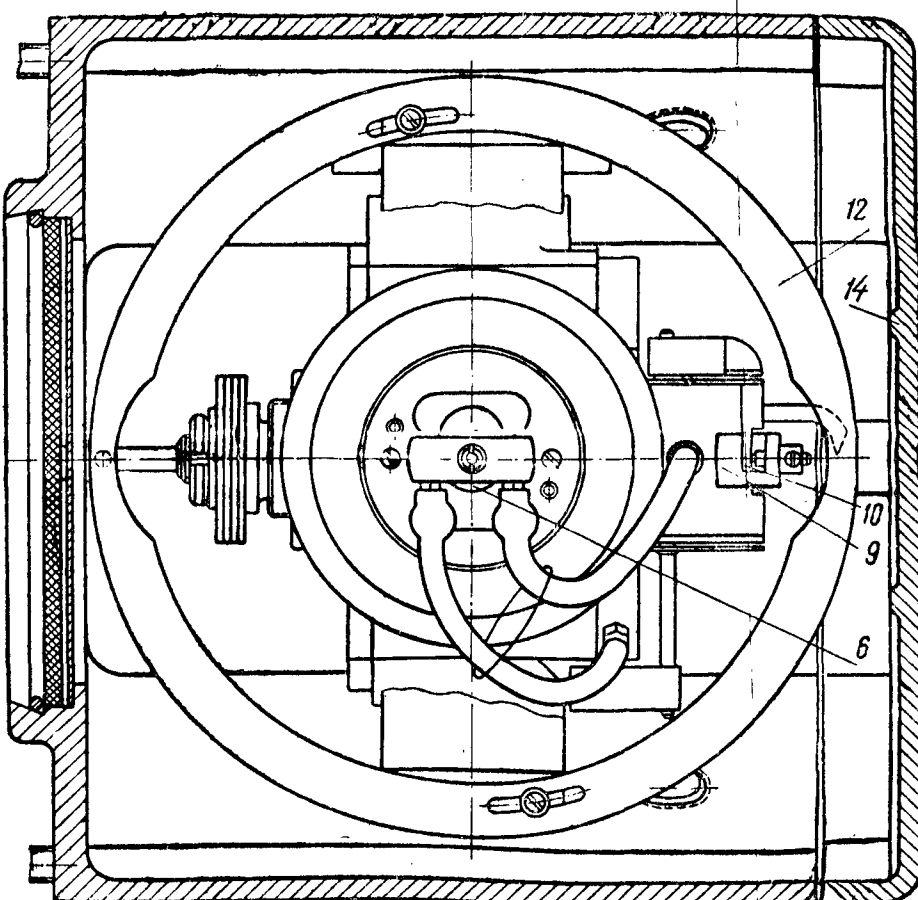
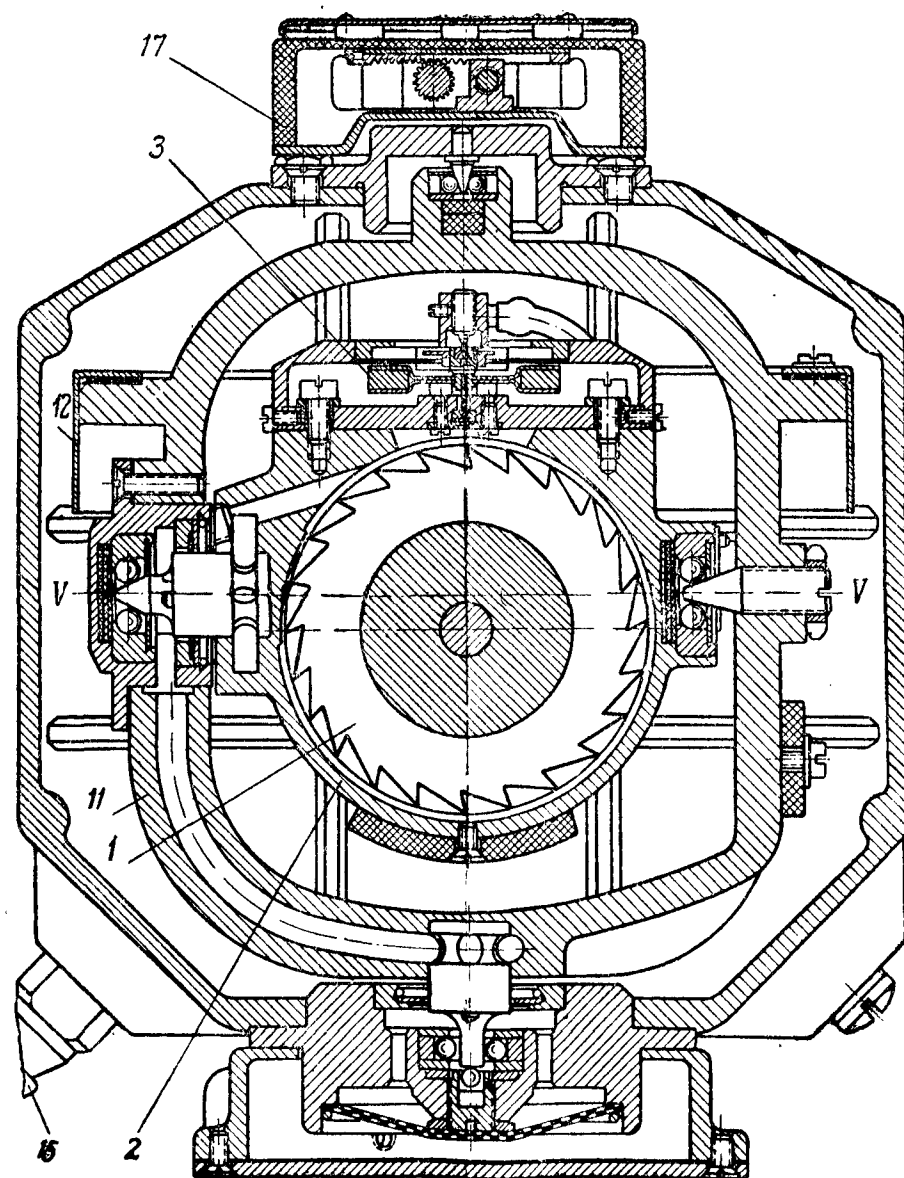
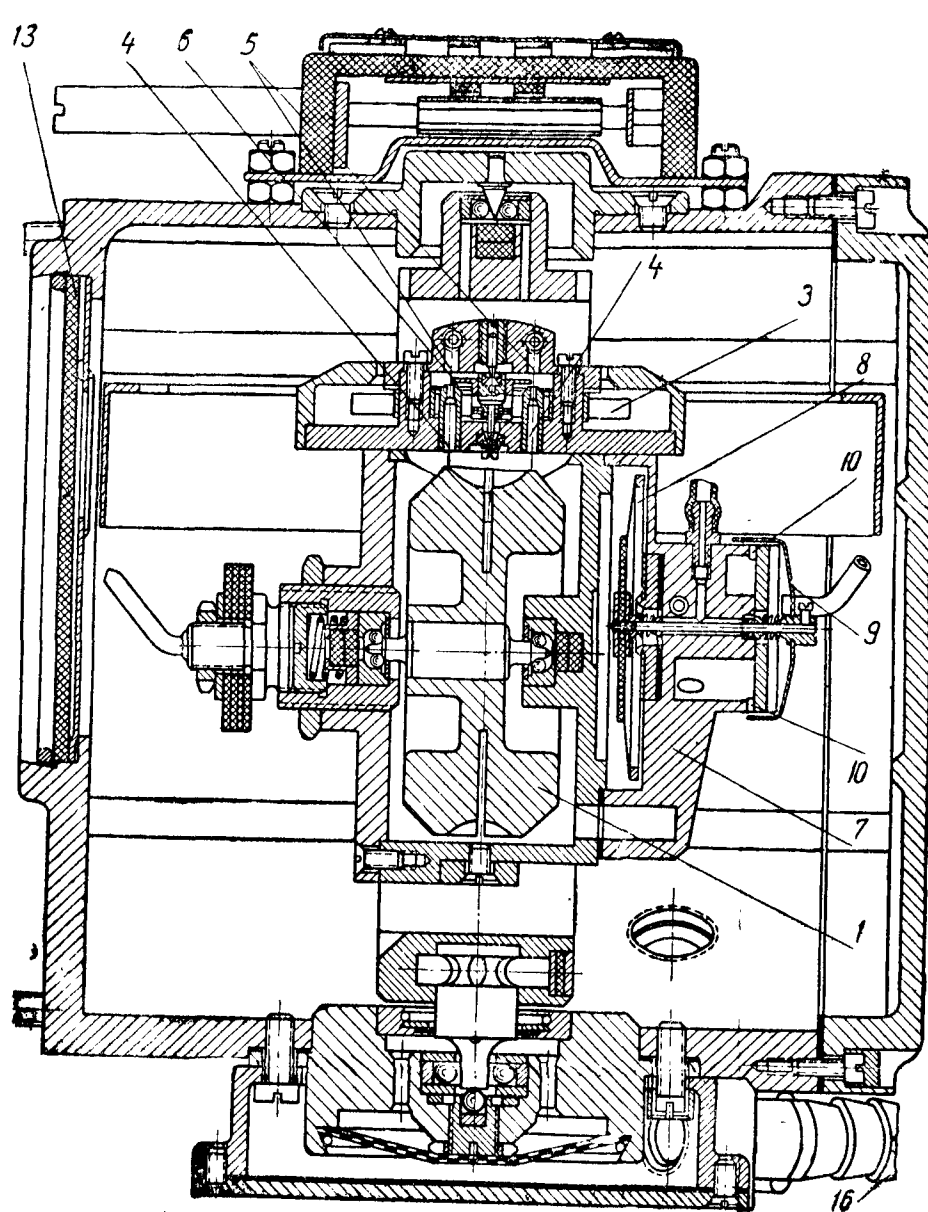
Центр мембранной коробки 8 связан с осью, выпущенной наружу реле через корундовый или рубиновый подшипник. На конце этой оси снаружи укреплена заслонка 9, управляющая вертикальными струями воздуха, выходящими из отверстий 10. При прогибе мембраны 8 ось с заслонкой 9 движется поступательно, закрывая одно отверстие и открывая другое.

Маятниковая коррекция смонтирована на узле пневматического реле. Сквозь корпус реле пропущена горизонтальная ось, к которой припаяны две маятниковые заслонки и противовес. Линия, проведенная через центр тяжести этой системы и ее ось вращения, располагается по вертикали, причем срезы заслонок горизонтальны (см. фиг. 333).

Рамка 11 гироскопа несет на горизонтальной оси кожух 2 с ротором 1 и со всеми коррекционными механизмами. Вместе с ними рамка может свободно вращаться внутри корпуса прибора 14 вокруг вертикальной оси, для чего в рамку снизу впрессована упорная ось, а сверху — шарикоподшипник. Упорная ось опирается в корпусе прибора на упорный шарик и направляется шарикоподшипником. Осевой люфт рамки регулируют, перемещая упорный шарик по вертикали путем вращения центрального винта. На рамке 11 укреплена вертикальная картушка (шкала) 12, по которой производится отсчет курса.

Спереди корпус прибора имеет круглое окно, закрытое стеклом 13, под которым лежит рант с прямоугольным вырезом и курсовой чертой. Для питания прибора посредством отсоса корпус прибора делают герметичным и снабжают штуцером 15. Воздух входит через подшипник нижнего фланца, снабженный вторым штуцером 16 для питания прибора от давления.

Сверху на корпусе прибора крепят девиационный прибор 17, предназначенный для компенсации полукруговой девиации на самолете.



Фиг. 334. Конструкция гироскопа ГМК-2:

1—роотор, 2—кожух ротора, 3—магниты, 4—сопла, 5—приемные сопла, 6—эксцентрик, 7—корпус реле, 8—мембрана коробки, 9—заслонка, 10—реактивные отверстия, 11—внешняя рамка, 12—шкала, 13—стекло, 14—корпус прибора, 15—штуцер вакуума, 16—штуцер давления, 17—девиационный прибор.

Работа ГМК-2. Для уяснения работы гиромагнитного компаса ГМК-2 проследим путь воздуха через прибор (см. фиг. 331).

Для нормальной работы гиромагнитного компаса необходимо, чтобы через него проходило 40—60 л воздуха в минуту. Для этого перепад давлений должен быть не менее 80 мм рт. ст.; большой перепад (свыше 100 мм рт. ст.) нежелателен, так как ротор приобретает слишком высокие обороты, что ускоряет износ его подшипников.

Под влиянием перепада давлений наружный воздух устремляется внутрь прибора через фильтр. Пройдя ряд отверстий вокруг подшипника, воздух проходит в подвижную часть прибора через пять отверстий в нижней оси рамки гироскопа. Для предотвращения больших утечек в нижнем фланце посажено уплотняющее кольцо так же, как в авиагоризонте.

Далее воздух проходит по каналу рамки и попадает в кожух ротора через пять отверстий в боковой оси; здесь также установлено уплотняющее кольцо. В кожухе ротора имеется воздушное сопло, через которое воздух попадает в кожух и приводит ротор в быстрое вращение.

Из кожуха ротора часть воздуха проходит в корпус прибора через два малых сопла магнитного узла. Эти сопла создают разность давлений при перекрытии их эксцентриком.

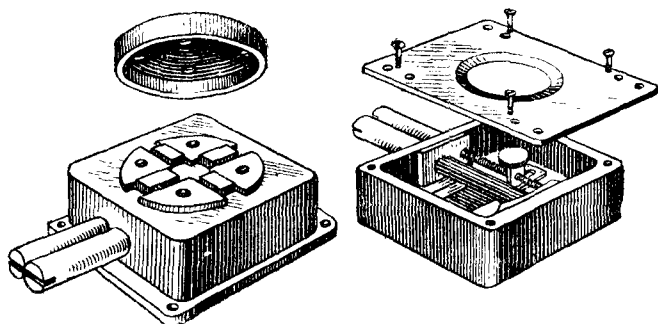
Остальной воздух из кожуха ротора протекает через канал в камеру реле, откуда поступает в корпус прибора через два реактивных отверстия магнитной коррекции и два отверстия маятниковой коррекции. Весь воздух, проходящий в корпус прибора, попадает затем по трубопроводу в помпу или в трубку Вентури или же выбрасывается наружу, в зависимости от способа питания прибора.

Так же, как и авиагоризонт, прибор ГМК-2 должен иметь по возможности малые сопротивления для прохода воздуха в каналах, переходах и трубопроводах. Для этой цели необходимо иметь трубопровод достаточного сечения и небольшой длины и следить за состоянием фильтра.

Девияция ГМК-2 и конструкция девиационного прибора. Чувствительным элементом коррекции ГМК-2 является магнитная стрелка, вследствие этого прибор ГМК-2 так же подвержен девиации от стальных частей самолета, как и магнитный компас.

Для компенсации полукруговой девиации прибора ГМК-2 применяют девиационный прибор (фиг. 335), состоящий из четырех постоянных магнитов, расположенных в алюминиевом корпусе в виде креста с южными полюсами по концам. Одна пара магнитов параллельна продольной оси самолета, другая — перпендикулярна этой оси. Внутри корпуса девиационного при-

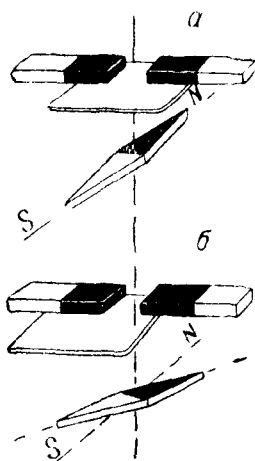
бора помещен экран из мягкого железа, через который замыкается магнитный поток, выходящий из полюсов магнитов. Экран можно перемещать вдоль продольной оси самолета, вра-



Фиг. 335. Девнационный прибор.

щая правый валик, имеющий винтовую нарезку. В поперечном направлении экран перемещают, вращая левый трибчатый валик.

Если экран находится в среднем положении (фиг. 336,а), то магнитные поля рассеяния обоих магнитов равны и противо-



Фиг. 336. Действие девнационного прибора.

положны и, следовательно, не оказывают никакого действия на магнитную стрелку. При смещении экрана из среднего положения (фиг. 336,б) магнитное поле рассеяния одного из магнитов постепенно усиливается и отклоняет стрелку в сторону.

При устранении девиации подбирают искусственное магнитное поле, перемещая экран девнационного прибора. Компенсация производится отдельно по двум составляющим: вдоль и поперек самолета. Для этого экран имеет возможность перемещаться по двум направлениям. На курсах *N* и *S* девиацию компенсируют поперечными магнитами, вращая левый валик, а на курсах *E* и *W* — продольными магнитами, вращая правый валик.

Рабочее давление (разрежение), необходимое для приведения прибора ГМК-2, равно  $90 \pm 10$  мм рт. ст.; количество потребляемого воздуха не более 60 л/мин; скорость прецессии под действием реактивных воздушных струй  $10 \div 15^\circ$

за 1 мин.; максимальное действие девиационного прибора на основных курсах ( $N, E, S, W$ ) от  $25$  до  $35^\circ$ .

Лабораторная проверка ГМК-2. Герметичность корпуса и количество потребляемого воздуха определяются таким же образом, как и в авиагоризонте.

Для определения скорости прецессии гироскопа к прибору подносят постоянный магнит, воздействуя на магнитную систему прибора. Когда гироскоп отклонится от меридиана на угол  $35^\circ$  (по шкале прибора), постоянный магнит убирают и замечают по секундомеру время возвращения гироскопа к меридиану на участке от  $35$  до  $5^\circ$ . Это время должно быть в пределах от  $2$  до  $3$  мин., что соответствует скорости прецессии гироскопа от  $10$  до  $15^\circ$  за 1 мин.

Устранение девиации прибора ГМК-2 производится одновременно с устранением девиации магнитных компасов. За  $5$  мин. до начала устранения девиации нужно создать разрежение, равное  $80$  мм рт. ст. в корпусе прибора ГМК-2. Такое разрежение необходимо поддерживать в течение всего времени устранения девиации (способы создания разрежения на Земле, см. стр. 425). Девиацию прибора ГМК-2 устраняют так же, как у магнитных компасов.

По окончании работы нужно соединить прибор ГМК-2 с трубопроводом, ведущим к источнику вакуума на самолете (в соответствии с монтажной схемой).

## § 56. Пневматическое питание гироскопических приборов

Источники питания. При монтаже гироскопических приборов на самолете важно обеспечить определенный перепад давлений для приведения приборов в действие.

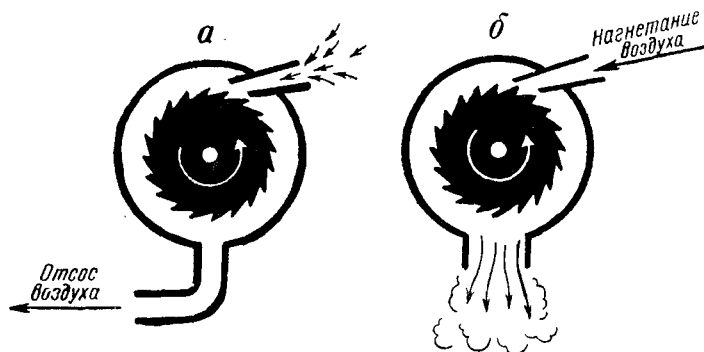
Для авиагоризонта и гиромагнитного компаса необходимый перепад давлений составляет от  $80$  до  $100$  мм рт. ст., а для указателя поворота —  $40$ — $50$  мм рт. ст. При перепаде давлений ниже этих пределов гироскоп приобретает недостаточную скорость вращения, и прибор дает неточные показания или совсем не работает. При слишком высоком перепаде давлений гироскоп приобретает чрезмерные обороты, что ускоряет износ подшипников и сокращает срок службы прибора.

Перепад давлений можно получить, отсасывая воздух из корпуса прибора или нагнетая воздух в сопло прибора; первый вид питания называется *вакуумным* (фиг. 337,а), второй вид — *компрессивным* (фиг. 337,б).

При полете на большой высоте ( $9$ — $10$  км и выше) вакуумное питание не обеспечивает работу гироскопических приборов. Это объясняется низким абсолютным атмосферным давлением на боль-

ших высотах, вследствие чего практически невозможно создать нужный перепад давлений путем отсоса воздуха. Преимущество компрессивного питания заключается в возможности обеспечить работу giroприборов на большой высоте.

В качестве источников вакуумного питания применяются трубка Вентури, вакуумнасос, а также питание от всасывающей магистрали авиационного двигателя. В качестве источников компрессивного питания используются насос или нагнетатель авиационного двигателя.



Фиг. 337. Вакуумное и компрессивное питание гироскопических приборов.

Источник питания пневматических giroприборов должен обеспечивать достаточный перепад давлений при наиболее неблагоприятном режиме полета. Для того, чтобы при других режимах не получался излишний перепад давлений, применяют регуляторы давления, ограничивающие перепад в заданных пределах. Источник питания выбирают, исходя из летных свойств данного самолета (скорость, высота), а также в зависимости от типа авиационного двигателя.

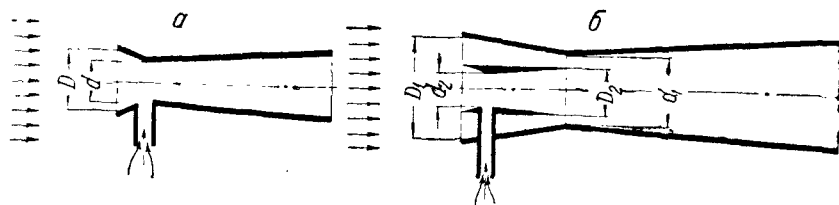
Если на данном типе самолета возможно применение различных видов питания, то выбирают источник питания, требующий наименьшей затраты мощности и обеспечивающий надежную работу приборов.

В настоящее время наиболее совершенным видом питания пневматических giroприборов считается компрессивное питание от нагнетателя авиационного двигателя.

**Трубка Вентури.** Наиболее старый способ вакуумного питания — это отсос воздуха при помощи трубки Вентури, устанавливаемой снаружи самолета в потоке воздуха (фиг. 338).

При протекании воздуха с большой скоростью через трубку Вентури в ее узком сечении создается разрежение, которое тем больше, чем больше скорость воздушного потока. Узкое сече-

ние трубки Вентури сообщается через трубопровод с гиросприбором; благодаря этому в приборе создается вакуум, под влиянием которого окружающий воздух устремляется в сопло прибора.



Фиг. 338. Трубка Вентури:

*a*—одинарная трубка, *б*—двойная трубка.

Если бы в трубку Вентури не поступал воздух из прибора, разность между внешним статическим давлением и давлением в узком сечении трубки Вентури была бы равна

$$\Delta p = K \frac{\rho v^2}{2},$$

где  $\Delta p$  — перепад давлений, мм вод. ст.;

$v$  — скорость потока, м/сек.;

$\rho$  — плотность воздуха, кг сек<sup>2</sup>/м<sup>4</sup>;

$K$  — коэффициент трубки Вентури.

Коэффициент одинарной трубки Вентури (см. фиг. 338, *a*) определяется выражением

$$K = \frac{D^4}{d^4} - 1.$$

Более высокое разрежение дает двойная трубка Вентури (см. фиг. 338, *б*), отличающаяся применением дополнительных конусов, которые увеличивают скорость потока в узком сечении трубки.

Коэффициент двойной трубки Вентури равен

$$K = \frac{D_1^4 D_2^4}{d_1^4 d_2^4} - 1.$$

Приток воздуха от прибора к трубке Вентури снижает разрежение тем больше, чем больше воздуха расходует прибор.

При негерметичности прибора или соединительного трубопровода разрежение может сильно уменьшиться, так как увеличивается общий расход воздуха через трубку Вентури. Раз-

режение, создаваемое трубкой Вентури, снижается также с увеличением высоты полета.

Трубки Вентури появились в то время, когда скорость полета была невелика (100—150 км/час) и на самолете было не более одного-двух гироскопических приборов. При большой скорости полета наличие нескольких трубок Вентури создает весьма большое лобовое сопротивление, заметно снижающее скорость полета (табл. 15).

Таблица 15

Потери мощности (в л. с.) на преодоление лобового сопротивления трубок Вентури

Тип трубки	Скорость, км/час			
	100	200	300	400
Одиная	—	0,4	1,1	2,4
Двойная	0,1	1,4	4,3	8,6

В настоящее время питание гироскопических приборов посредством трубки Вентури почти полностью вытеснено другими видами питания. Двойная трубка Вентури, применявшаяся ранее для питания приборов АГ и ГМК-2, теперь уже не применяется; одинарная трубка Вентури еще применяется на легких самолетах для питания указателя поворота.



Фиг. 339. Вакуумнасос АК-4.

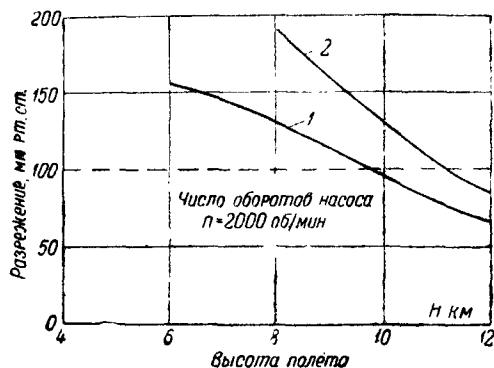
Вакуумнасос АК-4. Более совершенным источником питания является коловратный насос АК-4 (фиг. 339), приводимый во вращение авиационным двигателем.

При вращении ротора четыре лопасти прижимаются центробежной силой к корпусу насоса. При этом благодаря эксцентричному расположению ротора в корпусе воздух непрерывно захватывается лопастями из отверстия А и перегоняется в отверстие Б.

Насос крепится на специальном приводе авиационного двигателя и может работать как при левом, так и при правом

вращения. Для постоянной смазки насоса используется масляная система авиационного двигателя. В зависимости от направления вращения насоса АК-4 регулировочная втулка смазки устанавливается против одной из рисок П или Л, нанесенных на корпусе насоса.

Вакуумнасос АК-4 можно применять как при вакуумном, так и при компрессивном питании, в зависимости от того, к какому отверстию (А или Б) присоединить гиросприбор.



Фиг. 340. Высотные характеристики вакуумнасоса АК-4:

1—питание трех гиросприборов (АГ, ГМК-2 и УП) одним насосом АК-4, 2—параллельное питание тех же приборов двумя насосами АК-4.

Насос АК-4 требует значительно меньшей затраты мощности, нежели трубки Вентури. Затрата мощности на вращение насоса для питания двух гиросприборов не превышает 1 л. с., в то время как две трубки Вентури в этом случае потребовали бы при скорости 400 км/час около 17 л. с.

Разрежение, создаваемое насосом АК-4, уменьшается с увеличением высоты полета. На фиг. 340 показаны высотные характеристики насоса АК-4 при вакуумном питании трех гиросприборов АГ, ГМК-2 и УП. Как видно из графика, предельная высота полета, при которой возможно вакуумное питание гиросприборов, составляет около 9,5 км при работе одного насоса и около 11 км при параллельной работе двух насосов.

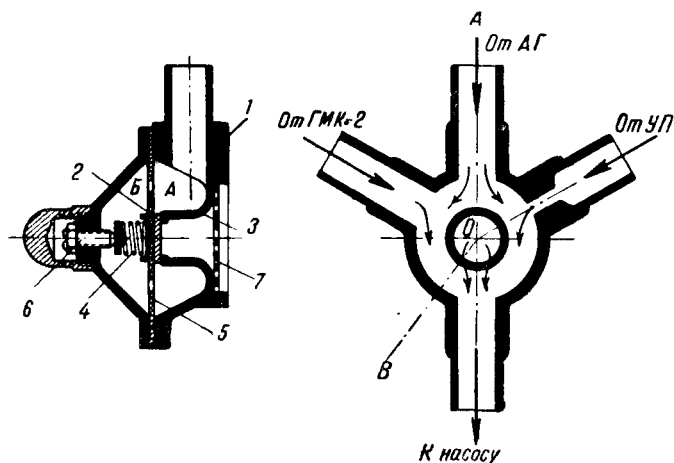
Перепад давлений, создаваемый насосом АК-4, значительно выше при компрессивном питании гиросприборов. Однако при этом масло, смазывающее насос АК-4, разбрызгивается и по питающему трубопроводу попадает в гиросприборы, загрязняя их подшипники. Поэтому при установке насоса АК-4 в схему компрессивного питания приходится включать между насо-

сом и приборами специальные сепараторные бачки и фильтры, очищающие воздух от частиц масла.

#### Основные данные насоса АК-4

Габариты . . . . .	$98 \times 169$ мм
Вес . . . . .	3200 г
Рабочая скорость вращения . . . . .	2200 об/мин.
Максимальная скорость вращения . . . . .	2500 .
Производительность насоса на земле при вакууме 100 мм рт. ст. и противодавлении 50 мм рт. ст. . . . .	400 л/мин.
Мощность, потребная для вращения насоса при номинальной нагрузке . . . . .	$0,6 \div 1,4$ л. с.
Расход смазки при давлении подводящего масла 3 ат . . . . .	$35 \div 75$ см <sup>3</sup> /час.

Регуляторы вакуума и давления. Мощность источников вакуумного питания выбирают с таким расчетом,



Фиг. 341. Регулятор вакуума для комплекта гиросприборов:

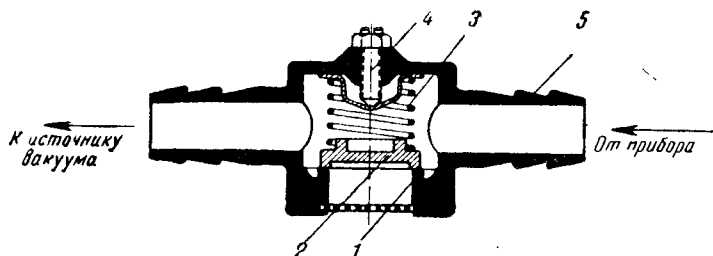
1 — корпус, 2 — редукционный клапан, 3 — седло клапана, 4 — пружина, 5 — кожаная мембрана, 6 — регулировочный винт, 7 — фильтр.

чтобы обеспечить достаточный вакуум при наибольшей высоте и наименьшей скорости полета.

Во избежание слишком большого разрежения при полете на малых высотах и при повышенной скорости вращения насоса в системе питания устанавливают регулятор вакуума (редукционный клапан).

Регулятор вакуума для комплекта гиросприборов (фиг. 341) состоит из клапана, прижатого пружиной к седлу внутри герметичного корпуса. Клапан центрируется кожаной мембраной с отверстиями, соединяющими полости А и Б регулятора.

Регулятор соединяется выходными отверстиями с источником вакуума и гироскопическими приборами. При повышенном разрежении клапан под действием атмосферного давления преодолевает силу пружины и соединяет полость А с окружающей атмосферой. При этом начинается подсос воздуха, который снижает разрежение до тех пор, пока разность давлений не уравнивается силой пружины. Таким образом регулятор поддерживает постоянное разрежение, соответствующее натяжению пружины.



Фиг. 342. Регулятор вакуума для указателя поворота:

1—седло клапана, 2—клапан, 3—пружина, 4—регулирующий винт, 5—штуцер.

Клапан регулируется изменением натяга пружины путем вращения регулировочного винта. Обычно клапан отрегулирован на вакуум 100 мм рт. ст. Ответвление регулятора, ведущее к указателю поворота, имеет калиброванное отверстие диаметром 1,5 мм для снижения вакуума до 50 мм рт. ст.

В случае индивидуального питания указателя поворота применяется отдельный регулятор вакуума (фиг. 342), действие которого аналогично действию описанного выше регулятора.

В схемах компрессивного питания гироскопических приборов применяются *манодетандеры* и регуляторы давления для предохранения гироскопических приборов от избыточного давления (фиг. 343).

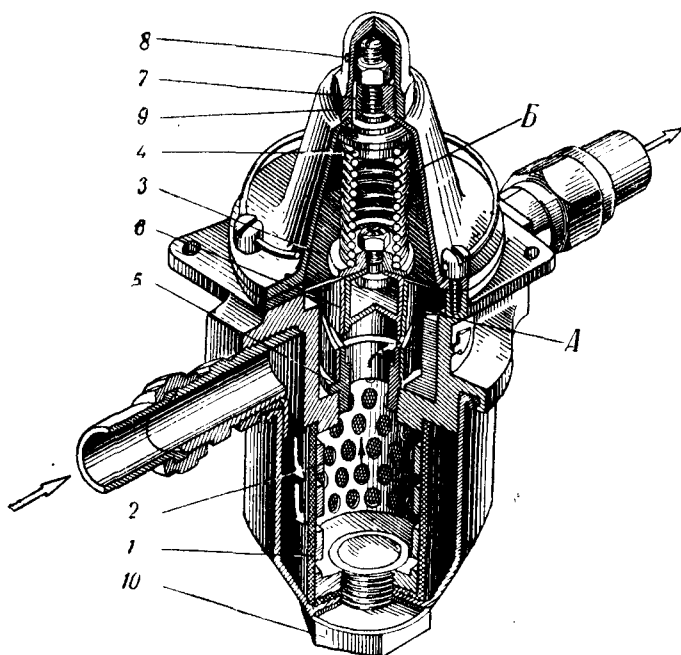
Манодетандер применяют в схемах питания гироскопических приборов от нагнетателя авиационного двигателя.

Манодетандер включается в цепь питания последовательно, между источником питания и гироскопическим прибором. Камера В над мембраной герметична и в зависимости от схемы питания сообщается с отводящим трубопроводом гироскопических приборов или с окружающей атмосферой.

При увеличении давления сверх заданного кожаная мембрана передвигает заслонку, перекрывающую окно стакана. При этом увеличивается сопротивление прохождению воздуха и давление в камере А падает до тех пор, пока сила давления воздуха на мембрану не уравнивается силой пружины. Таким образом дросселированием воздушного канала поддерживается

постоянное давление, соответствующее натяжению пружины. Заданную величину давления регулируют изменением натяга пружины при помощи регулировочного винта.

Манодетандер имеет фильтр, состоящий из фетрового чулка и металлической сетки.



Фиг. 343. Манодетандер:

1—фетровый чулок, 2—металлическая сетка, 3—кожаная мембрана, 4—пружина, 5—стальная золотника, 6—цилиндрическая заслонка, 7—канал, 8—выходное отверстие в атмосферу, 9—регулирующий винт, 10—нижняя заглушка регулятора.

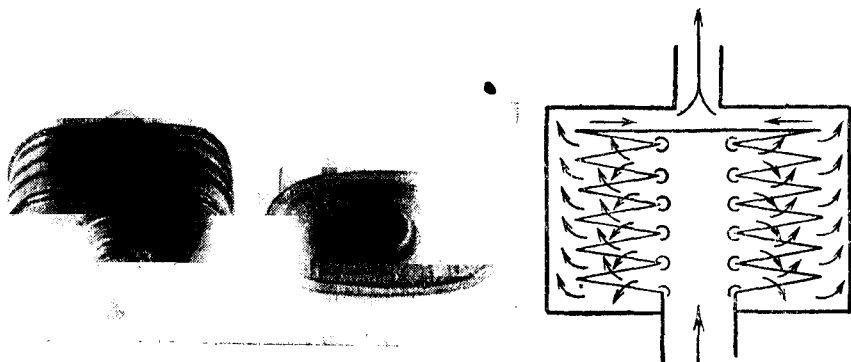
Конструкция регулятора давления схожа с манодетандером, но в отличие от последнего давление в регуляторе поддерживается не дросселированием, а путем стравливания излишка воздуха в атмосферу (по тому же принципу, что и регулятор вакуума). Регулятор давления применяется в схемах компрессивного питания от насоса АК-4.

Обычно регуляторы давления и манодетандеры отрегулированы на 100 мм рт. ст.

Пылевой фильтр. Опыт эксплуатации гироскопических приборов на самолете показал, что нормальная работа наиболее часто нарушается вследствие загрязнения осей, подшипников и воздушных сопел.

Засорение частей приборов происходит потому, что вместе с воздухом, питающим приборы, засасывается пыль, которая проходит внутрь приборов и оседает на ответственных деталях чувствительных узлов.

Ранее очистка воздуха от пыли выполнялась индивидуальными фильтрами, вмонтированными в корпус гиросприборов (см. описание конструкции гиросприборов). Индивидуальные фильтры состоят из одного-двух слоев суровой бязи и слоя тонкого сукна, заключенных между двумя проволоочными сетками.



Фиг. 344. Групповой пылевой фильтр (ГПФ).

Однако, очистка воздуха индивидуальными фильтрами недостаточна, так как они пропускают до 10% пыли. Кроме того, индивидуальные фильтры быстро загрязняются вследствие малой величины фильтрующей поверхности (диаметр 38 мм). Например, после поглощения 0,1 г пыли на индивидуальном фильтре теряется давление до 40 мм рт. ст. Быстрое загрязнение индивидуальных фильтров требует частой замены прокладок для предотвращения отказа в работе гиросприбора.

В настоящее время в схемах питания гиросприборов применяется *групповой пылевой фильтр* (ГПФ), практически полностью очищающий воздух от пыли (фиг. 344).

В качестве фильтрующего элемента в ГПФ применен стандартный противодымный фильтр противогаза МО-2 или МТ-4, представляющий собой «гармошку» из картона, обработанного особым образом. Благодаря большой фильтрующей поверхности групповой фильтр обладает малым сопротивлением прохождению воздуха: потеря давления при питании трех гиросприборов не превышает 8 мм рт. ст., после поглощения фильтром 50 г пыли потеря давления возрастает всего на 2—2,5 мм рт. ст.

ГПФ может быть включен в любую схему питания, как вакуумного, так и компрессивного. Направление движения воздуха показано на корпусе фильтра стрелкой.

Монтажные детали. Гироприборы соединяются с источниками питания посредством трубопроводов.

Величина рабочего давления (или разрежения) в гироприборах сильно зависит от сечения соединительного трубопровода вследствие бесполезной потери давления на участке от источника питания до прибора. Потери давления в трубопроводах складываются из потерь на трение воздуха и местных потерь в местах изгиба трубопровода.

Величина потерь на трение воздуха в трубопроводах выражается следующей формулой:

$$p_A - p_B = 0,3164 Re^{-1/4} \frac{l}{d} \frac{\rho v^2}{2},$$

где  $p_A, p_B$  — давление в крайних сечениях трубопровода, мм вод. ст.;

$l$  — длина трубопровода, м;

$d$  — внутренний диаметр трубопровода, м;

$\rho$  — плотность воздуха,  $кг/сек^2/м^4$ ;

$v$  — средняя скорость воздуха, м/сек;

$Re$  — число Рейнольдса, равное  $\frac{vd}{\nu}$ , где  $\nu$  — кинематическая вязкость воздуха, равная  $1,45 \cdot 10^{-5}$  м<sup>2</sup>/сек при давлении 760 мм рт. ст. и температуре +15° С.

На фиг. 345 представлены кривые перепада давлений на 1 м длины трубопровода разных сечений в зависимости от расхода воздуха. Расход воздуха при нормальном разрежении у приборов АГ и ГМК-2 составляет от 45 до 60 л/мин; для указателя поворота 15—18 л/мин.

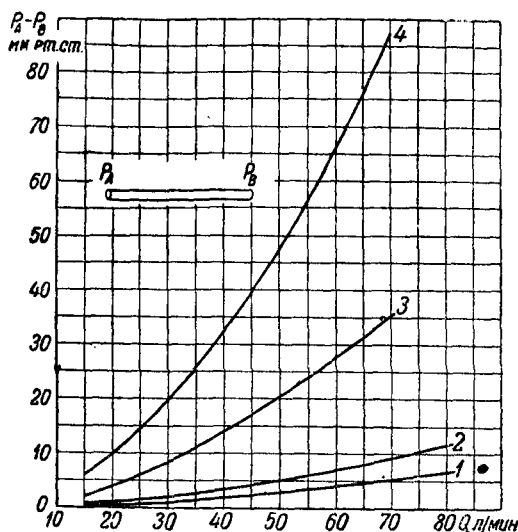
Приведенные кривые потерь на трение показывают, насколько важно иметь достаточное сечение трубопровода. В схемах питания на участке от источника питания до коллектора гироприборов применяют трубу сечением не менее 13×15 мм.

Потери давления в местах изгибов и закруглений трубопроводов (местные потери) происходят вследствие завихрений, образующихся при изменении направления потока воздуха. При большом числе изгибов и закруглений трубопроводов местные потери в цепи питания гироприборов могут достигать 10—15 мм рт. ст. Поэтому при монтаже необходимо избегать резких изгибов труб. Радиус изгиба труб должен быть не менее 10  $d$  ( $d$  — внутренний диаметр трубы).

Соединения трубопроводов с агрегатами схемы осуществляются большей частью посредством накидных гаек типа Паркер (см. фиг. 35).

В местах перехода трубопроводов к частям самолета с различной амплитудой вибрации (например, от фюзеляжа к при-

борной доске) устанавливают дюритовые шланги. Для соединения алюминиевых труб с источниками питания применяются



Фиг. 345. Потери рабочего давления в трубопроводах в зависимости от расхода воздуха:

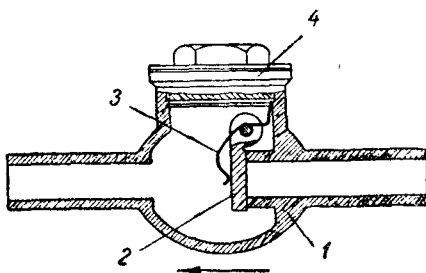
1—внутренний диаметр трубки 9 мм, 2—внутренний диаметр трубки 8 мм, 3—внутренний диаметр трубки 6 мм, 4—внутренний диаметр трубки 5 мм.

также специальные гибкие шланги, состоящие из дюритовой трубки, зажатой в металлические наконечники (см. фиг. 36).

В качестве узлов разветвления трубопроводов в схемах питания применяются коллекторы и тройники (см. фиг. 39).

В некоторых случаях применяется параллельное питание от двух источников. При этом предусматривается автоматическое отключение одного источника питания при отказе его в работе.

Для этого в цепь питания вводят **обратный клапан** (фиг. 346), пропускающий воздух только в одном направлении, указанном стрелкой на корпусе клапана. Клапан состоит из заслонки, перекрывающей входное отверстие под действием

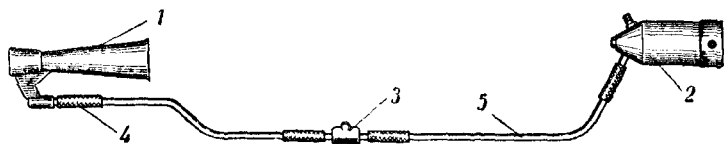


Фиг. 346. Обратный клапан:

1—корпус, 2—заслонка, 3—пружина, 4—заглушка.

слабой пружины. При нормальном направлении потока воздуха заслонка открыта и не препятствует протеканию воздуха. При отказе в работе источника питания заслонка плотно закрывает отверстие, препятствуя утечке давления, создаваемого исправным источником.

Схемы вакуумного питания. Вакуумное питание при помощи трубки Вентури применяется для приведения в действие указателя поворота в тех случаях, когда на самолете не имеется других гиросприборов; схема такого питания показана на фиг. 347.



Фиг. 347. Схема соединения указателя поворота с трубкой Вентури:

1—трубка Вентури, 2—указатель поворота, 3—регулятор вакуума, 4—диоритовый шланг, 5—алюминиевый трубопровод.

Разрежение, создаваемое трубкой Вентури, зависит от места ее установки на самолете и значительно возрастает при расположении трубки в струе винта (пропеллера). Для получения возможно большего разрежения трубку Вентури устанавливают в таком месте, где воздушный поток имеет наибольшую скорость. Как показали исследования, наиболее выгодно расположение трубки Вентури на уровне  $\frac{2}{3}$  радиуса винта.

Регулятор вакуума должен быть отрегулирован на разрежение 50 мм рт. ст.

При наличии на самолете комплекта гиросприборов (АГ, ГМК, УП) вакуумное питание может быть осуществлено при помощи насоса АК-4; схема такого питания для одномоторного самолета показана на фиг. 348. Вакуумный штуцер насоса через обратный клапан соединен с регулятором вакуума, который является в то же время распределительным коллектором.

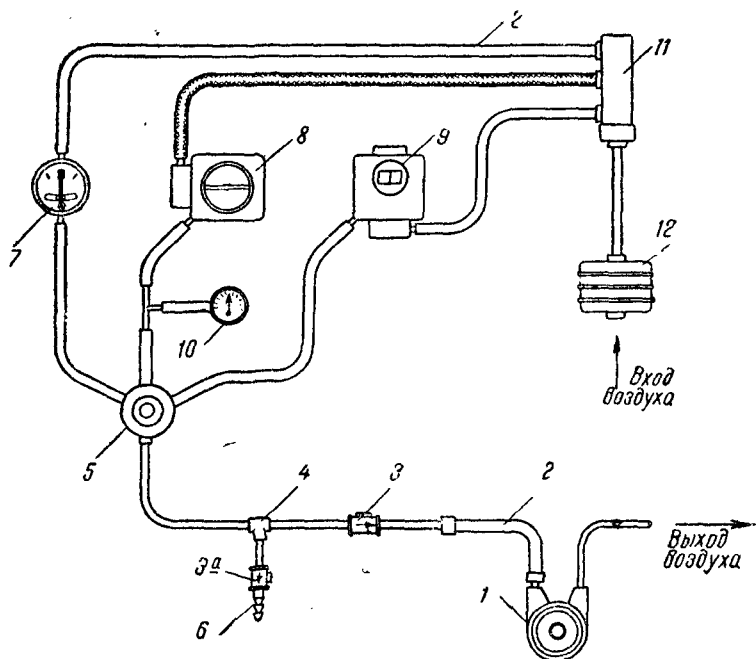
Регулятор вакуума поддерживает разрежение 100 мм рт. ст. в приборах АГ и ГМК-2 и 50 мм рт. ст. в приборе УП.

Для контроля разрежения на участке между регулятором вакуума и АГ включается вакуумметр.

Штуцер 6 служит для опробования приборов на земле от любого вспомогательного источника вакуума. Для этого достаточно подключить к этому штуцеру источник вакуума, создающий разрежение в пределах 100—200 мм рт. ст.

Переключение схемы от насоса АК-4 к источнику наземного питания производится автоматически посредством обратных клапанов 3 и 3а. При работе насоса АК-4 (в полете) клапан 3

открыт, а клапан *3а* закрыт; при работе наземного источника клапан *3* закрывается, а клапан *3а* открывается. Кроме переключения питания, клапан *3* служит для предохранения приборов от давления, которое возникает при обратном вращении винта (при запуске или остановке двигателя) и может выбить стекла приборов.



Фиг. 348. Схема вакуумного питания гироскопических приборов насосом АК-4 для одномоторного самолета:

1—насос АК-4, 2—гибкий шланг, 3 и 3а—обратные клапаны, 4—тройник, 5—регулятор вакуума, 6—штуцер бортового питания, 7—указатель поворота, 8—авиагоризонт, 9—гиromагнитный компас, 10—вакуумметр, 11—коллектор, 12—групповой фильтр.

Для того чтобы предотвратить разбрызгивание в самолете масла, выбрасываемого насосом АК-4, выхлопной штуцер насоса отводят посредством трубопровода наружу. Иногда выхлопной штуцер насоса соединяют с выхлопным коллектором авиационного двигателя, с тем чтобы сжигать выбрасываемое масло; для этого в выхлопной коллектор вваривают специальный штуцер.

Как указано выше, предельная высота для вакуумного питания от одного насоса АК-4 составляет 9—10 км. Поэтому на

двухмоторных самолетах целесообразно устанавливать два насоса, работающие параллельно. Это поднимает «потолок» работы гиросприборов еще на 2 км.

На некоторых самолетах, лежащих на небольшой высоте (учебные самолеты и некоторые виды пассажирских), применяется питание от всасывающей системы авиационного двигателя.

Недостаток такой системы питания гиросприборов состоит в том, что разрежение значительно уменьшается с увеличением числа оборотов двигателя.

Потребный минимум разрежения (80 мм рт. ст.) обеспечивается при числе оборотов авиационного двигателя, не превышающем  $\frac{3}{4}$  максимальных.

Схемы компрессионного питания. Наиболее удобным и надежным видом питания является использование давления, создаваемого нагнетателем авиационного двигателя (давление наддува). Этот способ питания практически обеспечивает достаточный перепад давления для питания гиросприборов на любой высоте полета.

Однако питание от нагнетателя авиационного двигателя возможно лишь при определенных типах двигателей и зависит от расположения нагнетателя относительно карбюратора в схеме двигателя. В тех схемах, где нагнетатель расположен между карбюратором и цилиндрами, он сжимает смесь воздуха с парами бензина. Естественно, что такая смесь непригодна для питания гиросприборов.

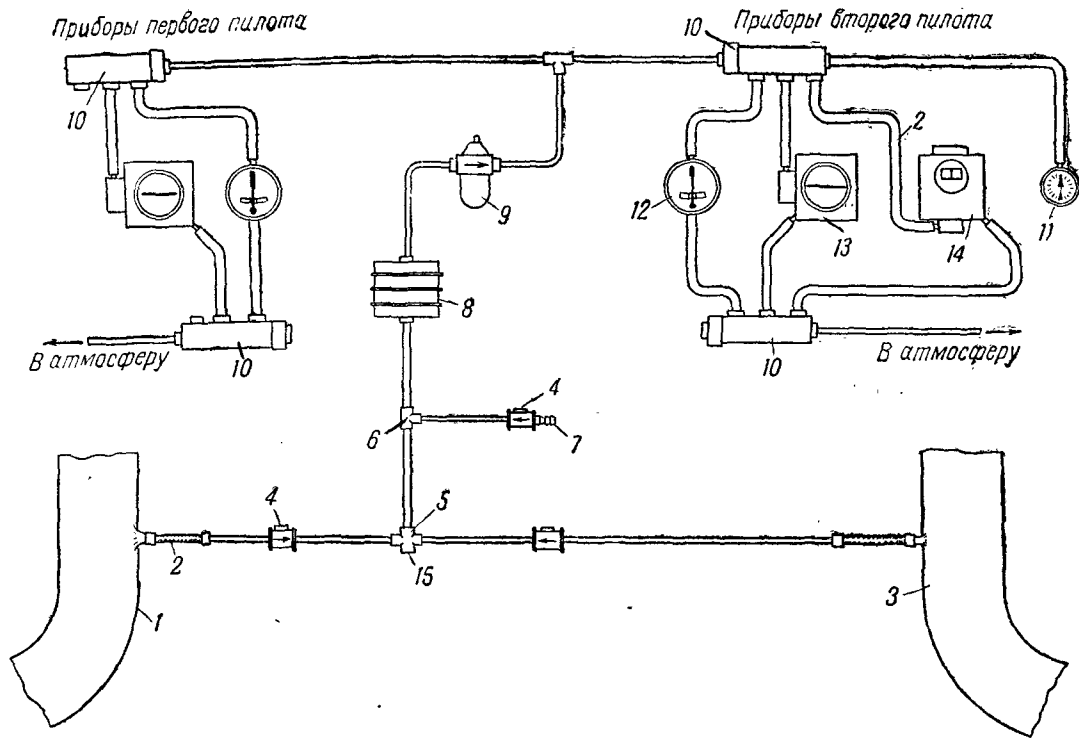
В тех случаях, когда нагнетатель расположен перед карбюратором и создает компрессию воздуха, можно воспользоваться давлением наддува для приведения в действие гиросприборов.

Схема компрессионного питания гиросприборов от нагнетателя авиационного двигателя показана на фиг. 349.

Манодетандер включен после группового фильтра и поддерживает постоянное давление 100 мм рт. ст.; снижение давления до 50 мм рт. ст. (для указателя поворота) осуществляется, как и в схеме фиг. 348, калиброванным отверстием во входном коллекторе. Из выходного коллектора воздух выводится трубопроводом за пределы кабины самолета.

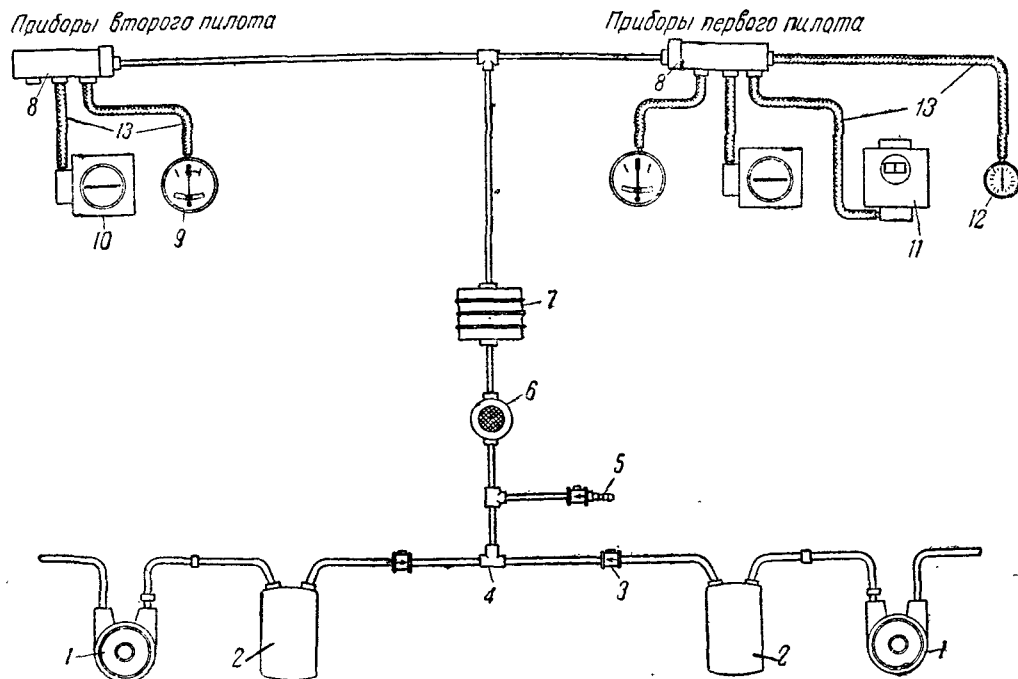
Для опробования гиросприборов на земле от вспомогательного источника давления служит штуцер; при этом подаваемое давление не должно превышать 1 ат. Обратные клапаны автоматически переключают питание схемы от коллекторов нагнетателя к наземному источнику и обратно.

На случай выхода из строя одного из двигателей предусмотрено параллельное питание от двух коллекторов. В этом случае обратные клапаны также автоматически отключают коллектор неисправного двигателя.



Фиг. 349. Схема компрессивного питания gyro-приборов от нагнетателя авиационного двигателя:

1—коллекторнагнетателя левого двигателя, 2—гибкий шланг, 3—коллектор нагнетателя правого двигателя, 4—обратный клапан, 5—крестовина, 6—тройник, 7—штуцер бортового питания, 8—групповой фильтр, 9—манодегандер, 10—коллекторы, 11—вакуумметр, 12—указатель поворота, 13—авиагоризонт, 14—гироманитный компас, 15—запасное отверстие, используемое для присоединения дополнительных gyroприборов или других агрегатов (при неиспользовании заглушается).

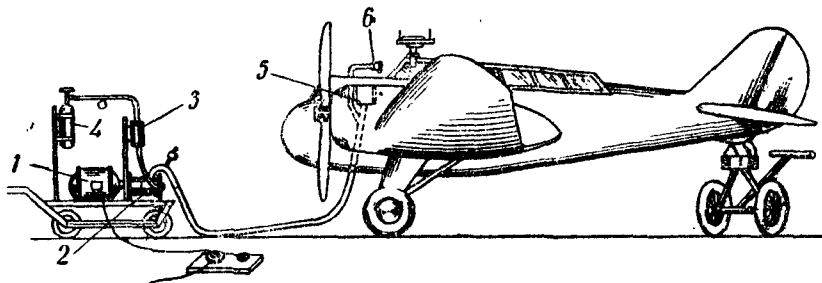


Фиг. 350. Схема компрессионного питания гиросприборов двумя насосами АК-4:

1—насос АК-4, 2—сепараторный бачок, 3—обратный клапан, 4—тройник, 5—штуцер бортового питания, 6—регулятор давления, 7—групповой фильтр, 8—коллекторы, 9—указатель поворота, 10—авиагоризонт, 11—гиросмагнитный компас, 12—вакуумметр, 13—гибкий шланг.

На тех самолетах, где тип двигателя не позволяет использовать питание от нагнетателя, компрессивное питание может быть осуществлено насосом АК-4.

На фиг. 350 представлена схема компрессивного питания для двухмоторных самолетов. Эта схема отличается от предыдущей наличием сепараторных бачков и измененным типом регулятора давления. Сепараторные бачки предназначены для отделения от воздуха частиц масла, выбрасываемых насосом в систему питания. Назначение остальных элементов схемы



Фиг. 351. Передвижная компрессорная установка:

1—электромотор, 2—насос, 3—бачок с маслом (для смазки насоса), 4—баллон сжатого воздуха, 5—гиросприбор, 6—вакуумметр.

такое же, как и в схеме питания от нагнетателя авиационного двигателя (см. фиг. 349).

Бортовая проверка гиросприборов. Для опробования гиросприборов на земле пользуются передвижной компрессорной установкой.

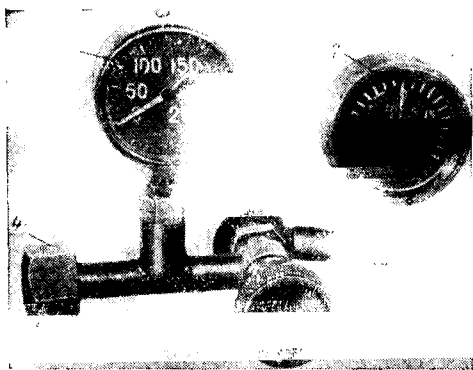
Компрессорная установка (фиг. 351) состоит из насоса АК-4 с электроприводом и может применяться при вакуумном и компрессивном питании. Насос монтируют на одной подставке с электромотором и снабжают бачком для смазки под давлением. Подставку устанавливают на колесах для удобства передвижения по аэродрому. Для электромотора к площадке подводят провода, включенные в сеть трехфазного электрического тока.

В случае отсутствия на аэродроме вакуумной помпы или электрического тока можно использовать в качестве источника вакуума всасывающую трубу автомашины.

Удобным источником питания приборов является баллон с сжатым воздухом в сочетании с универсальным краном-редуктором (фиг. 352). Кран-редуктор дает возможность получить от баллона как вакуум, так и необходимое для питания приборов давление.

Кран-редуктор крепится к баллону сжатого воздуха при помощи накидной гайки 4, причем манометр 6 указывает давление в баллоне.

Основной частью крана-редуктора является эжектор, действующий по принципу трубки Вентури. Когда колпачок 3 снят, струя воздуха из баллона устремляется через эжектор наружу. При этом боковое ответвление эжектора оказывается под вакуумом, и через штуцер 5 воздух отсасывается из гиросприборов. Величину вакуума указывает вакуумметр 7, расположенный на боковом ответвлении эжектора. Вакуум регулируется вращением рукоятки игольчатого крана 1.



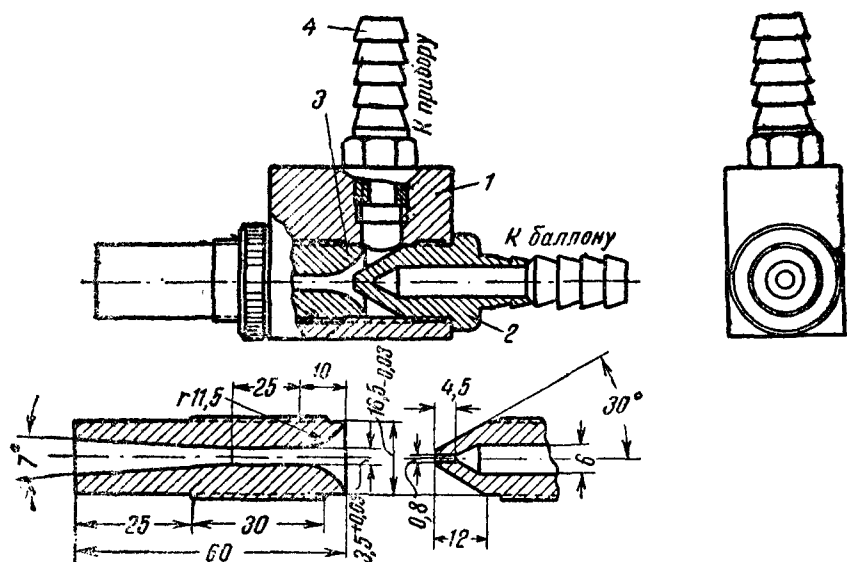
Фиг. 352. Универсальный кран-редуктор для аэродромной проверки гиросприборов:

1—рукоятка игольчатого крана, 2—эжектор, 3—колпачок, 4—накидная гайка, 5—штуцер, 6—манометр, 7—вакуумметр.

При закрытом колпачке воздух из баллона поступает через боковое ответвление эжектора непосредственно в гиросприборы, т. е. система работает на давление. Величину давления указывает тот же вакуумметр, причем его стрелка отклоняется от середины влево. Давление регулируют игольчатым краном.

При отсутствии универсального крана-редуктора можно получить вакуум от баллона со сжатым воздухом при помощи эжектора, который легко изготовить по размерам, приведенным на фиг. 353. Струя воздуха из баллона под давлением 4—5 ат протекает с большой скоростью через сопло 2, ввернутое в корпус 1 эжектора. Из камеры корпуса воздух вытекает наружу через сужающееся отверстие трубки 3. При проходе воздуха с большой скоростью через узкое сечение трубки 3 создается разрежение, достаточное для того, чтобы привести в действие один из гироскопических приборов. Воздух из прибора отсасывается через штуцер 4. Разрежение регулируется передвижением трубки 3 по резьбе внутри корпуса 1.

Баллон для сжатого воздуха должен быть обязательно снабжен редуктором и манометром для регулирования давления воздуха, поступающего в эжектор, в пределах 4—5 ат. Полностью заряженный баллон обеспечивает непрерывную работу гироскопического прибора в течение более 2 час.



Фиг. 353. Эжектор:

1—корпус, 2—сопло, 3—трубка, 4—штуцер.

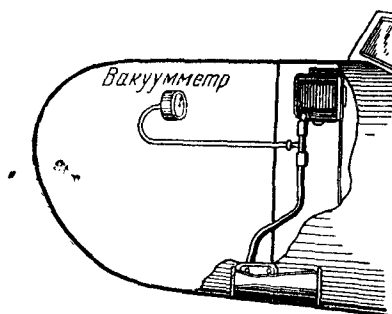
Установка гироскопических приборов на приборной доске самолета. Приборы АГ, ГМК-2 и УП располагают на приборной доске самолета в соответствии с соображениями, приведенными выше (стр. 39).

Особые требования предъявляются к месту для установки ГМК-2 с точки зрения девиации, т. е. отклонения показаний прибора под влиянием стальных частей самолета и оборудования. Прибор ГМК-2 должен быть удален от стальных деталей, а также от электроприборов, создающих собственное магнитное поле. В конструкции приборной доски и крепежных деталей по возможности не должно быть стали. Электроприборы с постоянными магнитами (электротахометры, термометры, вольтметры) необходимо снабжать экранами, ослабляющими действие магнитных полей на ГМК-2.

Максимальная девиация прибора ГМК-2 до ее компенсации не должна превышать 20—25°, иначе девиационный прибор не обеспечит нормальной компенсации девиации.

При установке гиросприборов на приборной доске шкалы приборов должны быть перпендикулярными к продольной оси самолета и не должны иметь поперечных наклонов.

Для обеспечения этих условий гиросприборы проверяют при установке самолета в линию полета. При проверке авиагоризонт, приведенный в действие, не должен показывать продольного или поперечного крена, а шарик указателя скольжения должен находиться точно на нуле.



Фиг. 354. Схема измерения разрежения в гиросприборах во время полета.

Проверка разрежения в гиросприборах. Если приборы питаются от трубки Вентури, то разрежение у гироскопических приборов проверяют во время полета.

Перед полетом нужно включить вакуумметр у штуцера прибора по схеме, изображенной на фиг. 354. Вакуум, измеренный при различных скоростях полета, должен быть в пределах 80—100 мм рт. ст. Недостаточное разрежение может быть результатом негерметичности соединений или недостаточного сечения трубопроводов; разрежение свыше 100 мм рт. ст. уменьшают регулированием регулятора вакуума.

Если приборы питаются от насоса АК-4, или от нагнетателя авиационного двигателя, или же от всасывающей системы двигателя, то давление или вакуум могут быть проверены на земле при работающем двигателе. Манометр воздуха или вакуумметр включают у штуцера прибора, как показано на фиг. 354 (в случае, если манометр или вакуумметр не предусмотрены в схеме монтажа). Измерение производят при оборотах двигателя, соответствующих минимальной и максимальной скоростям полета. Нужная величина давления или вакуума устанавливается регулированием регуляторов давления или вакуума.



---

## ГЛАВА ДЕСЯТАЯ

### АВТОПИЛОТ

#### § 57. Назначение автопилота и принцип его работы

**Назначение.** Работа летчика по управлению самолетом при прямолинейном и горизонтальном полете сводится к сохранению курса и постоянного положения продольной и поперечной осей самолета по отношению к горизонту.

С развитием авиации увеличивалось время пребывания самолета в воздухе, удлинялись расстояния, которые самолет пролетал без посадки и, следовательно, без отдыха пилота. Появилась необходимость летать в любой метеорологической обстановке, часто без видимости земных ориентиров и горизонта — ночью или в тумане. Такой полет называется *слепым полетом*, ведется только по показаниям приборов и требует от летчика большого внимания и напряжения.

Для того чтобы разгрузить летчика от работы по управлению самолетом при горизонтальном и прямолинейном полете, применяют специальные автоматы, называемые *автопилотами*.

**Стабилизация самолета вокруг главных осей устойчивости.** Главными осями устойчивости самолета называются три взаимно перпендикулярные оси, пересекающиеся в центре тяжести самолета:  $XX$  — ось поперечной устойчивости;  $YY$  — ось курсовой устойчивости;  $ZZ$  — ось продольной устойчивости (см. фиг. 1).

Самолет в полете может совершать колебания относительно всех трех осей одновременно.

Для того чтобы самолет летел без поперечных кренов, необходимо иметь механизм, предотвращающий наклоны самолета вокруг оси  $XX$ , т. е. обеспечивающий поперечную стабилизацию. Для сохранения неизменной высоты полета и предотвращения снижения или подъема самолета нужна продольная стабилизация, препятствующая вращению самолета вокруг оси  $ZZ$ . Наконец, для сохранения прямолинейности полета и неизменного курса самолета нужно иметь курсовую стабилизацию, препятствующую вращению самолета вокруг оси  $YY$ .

Нормально автопилот обеспечивает все три стабилизации. Имеются автоматы, которые стабилизируют лишь полет по курсу; они называются *автоматами курса*.

В качестве чувствительного элемента в большинстве современных автопилотов применяется гироскоп. Чаще всего автопилот имеет два гироскопа: один обеспечивает курсовую стабилизацию, а другой — поперечную и продольную. В описываемом ниже автопилоте АП-42 для автоматического управления использованы авиагоризонт и гиropolукомпас, которые через дополнительные агрегаты воздействуют на рули самолета.

Для приведения автопилота в действие необходима энергия, которая берется от того или иного источника питания. В зависимости от рода питания автопилоты можно разделить на *пневмогидравлические* и *электрические*.

Описываемый ниже автопилот АП-42 принадлежит к типу пневмогидравлических автопилотов. Чувствительная часть этого автопилота пневматическая, она может работать как на вакууме, так и на давлении и управляет гидравлической силовой системой.

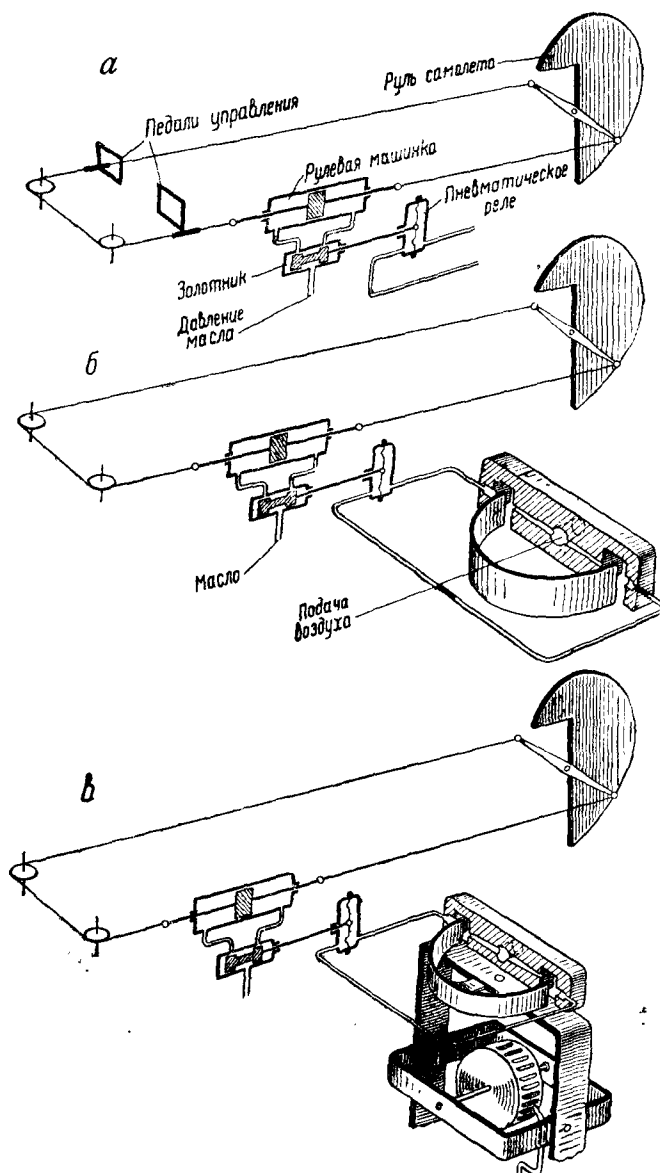
Чувствительный элемент автопилота — гироскоп — управляет рулями самолета с помощью особого пневматического устройства, воздействующего через золотники на гидравлическую рулевую машинку.

Устройство и работа всех трех стабилизаций основаны на одном и том же принципе, поэтому дальнейшее изложение ведется применительно к одной из стабилизаций — курсовой.

Простейший автомат курса. Рулевая машинка автомата курса (фиг. 355,а) представляет собой цилиндр, в котором может перемещаться поршень. Шток поршня при помощи троса связан с рулем самолета. Пространства внутри цилиндра по обе стороны поршня сообщаются через распределительный золотник с масляной магистралью, в которой при помощи помпы поддерживается определенное давление. При перемещении распределительного золотника масло давит на одну из сторон поршня рулевой машинки и перемещает руль самолета в ту или другую сторону в зависимости от положения распределительного золотника.

Распределительный золотник жестко связан с пневматическим реле, выполненным в виде коробки с расположенной внутри нее эластичной мембраной. Правая и левая половины пневматического реле не соединяются друг с другом, но имеют самостоятельные выводы в виде двух трубок.

Если в одну из камер пневматического реле подать воздух под некоторым давлением, то эластичная мембрана переместит распределительный золотник и масло поступит в одну из половин цилиндра рулевой машинки. Перемещаясь внутри ци-



Фиг. 355. Простейший автомат курса.

линдра, поршень переложит руль поворота самолета. Подавая давление в другую камеру пневматического реле, можно отклонить руль самолета в другую сторону.

Подача воздуха в правую или левую часть пневматического реле производится при помощи специального устройства, которое состоит из подводящего воздух коллектора с соплами и заслонки (см. фиг. 355,б). Воздух поступает к коллектору от помпы под постоянным давлением через трубку А. Внутри коллектора поток воздуха разветвляется на две части.

В прорезях коллектора может перемещаться дугообразная заслонка. Нормально заслонка устанавливается так, чтобы при нейтральном положении руля поворота сопла коллектора перекрывались поровну и примерно наполовину.

Если заслонка переместится относительно коллектора, то одно из сопел окажется перекрытым на большую величину, и в соответствующую камеру пневматического реле поступит меньшее давление. В результате движения мембраны распределительный золотник перепустит масло в соответствующую половину цилиндра рулевой машинки, которая переложит руль самолета.

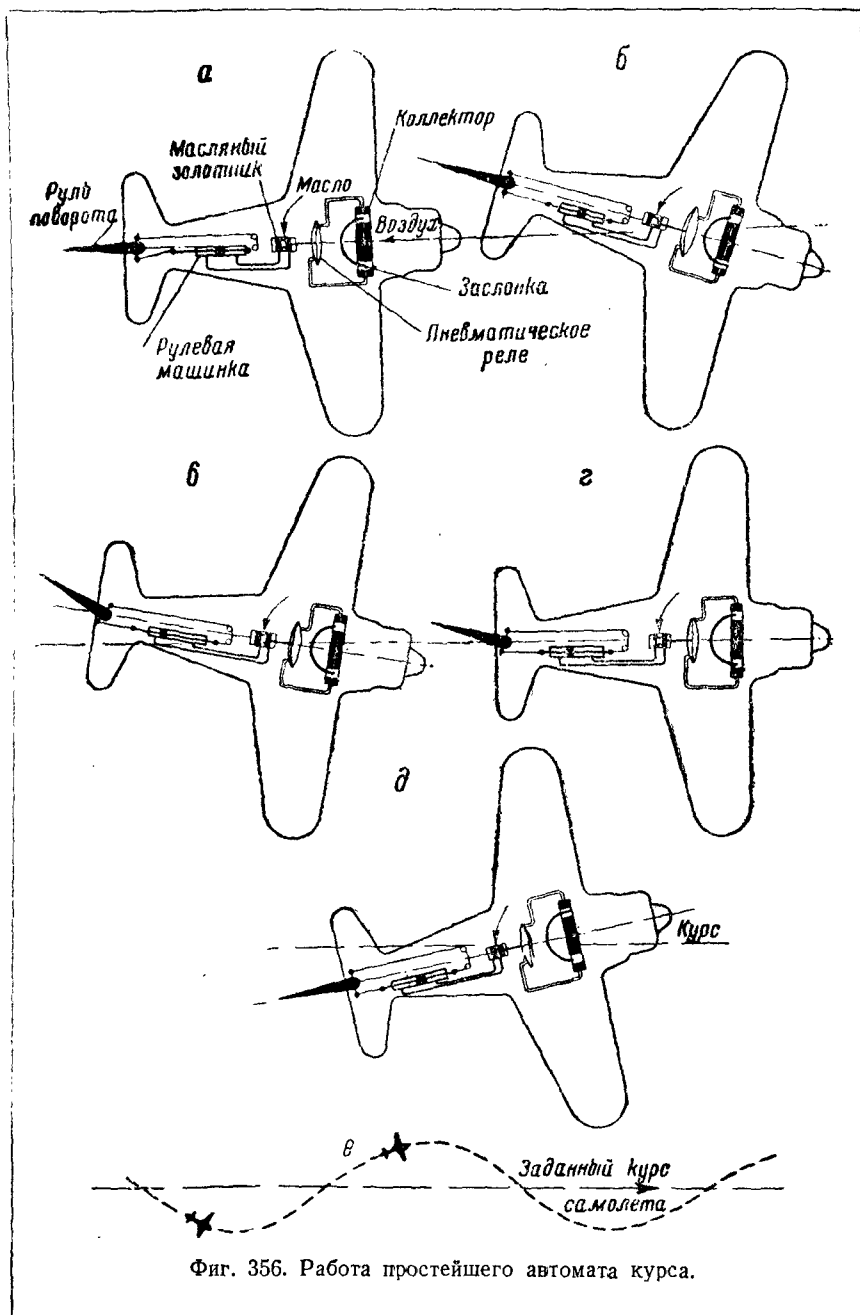
Заслонка жестко скреплена с рамой, в которой находится гироскоп (ГПК), следовательно, эта заслонка будет так же устойчива в пространстве, как и ось гироскопа (см. фиг. 355,в).

Коллектор неподвижен по отношению к корпусу прибора, а следовательно, к самолету, и при отклонении самолета от курса, в результате срабатывания пневматического реле и золотников, руль поворота самолета будет переключаться в нужном направлении.

Описанная схема является простейшим вариантом курсовой стабилизации летящего самолета и обладает весьма существенным недостатком.

На фиг. 356 изображен самолет, снабженный такой курсовой стабилизацией. Этот самолет летит по заданному курсу. Заслонка, связанная с гироскопом, отсекает одинаковое количество воздуха, выходящего из сопел коллектора. Мембрана пневматического реле, сцентрированный распределительный золотник, поршень рулевой машинки и руль поворота в этом случае находятся в нейтральном положении (см. фиг. 356,а).

Если самолет отклонится от первоначального курса, например вправо на некоторый угол (см. фиг. 356,б), то коллектор отклонится вместе с самолетом, а заслонка, связанная с гироскопом, сохранит свое положение в пространстве и, следовательно, изменит свое положение по отношению к коллектору. Давление воздуха будет больше в передней камере пневматического реле, и мембрана, прогнувшись, передвинет масляный золотник, который откроет доступ маслу в правую часть ци-



Фиг. 356. Работа простейшего автомата курса.

линдра рулевой машинки. Поршень рулевой машинки передвигается и отклонит руль поворота влево (см. фиг. 356,в).

Так как шток рулевой машинки и связанный с ним руль поворота заняли свое крайнее левое положение, то самолет будет разворачиваться влево с максимальной скоростью. В тот момент, когда самолет вновь выйдет на заданный курс, чувствительная часть (заслонка с гироскопом и коллектор), пневматическое реле и золотник вновь займут нейтральное положение. Но шток рулевой машинки так же, как и руль поворота, останутся в своем крайнем левом положении. Следовательно, самолет будет продолжать разворачиваться влево (фиг. 356,г).

После того как самолет займет положение левее нужного курса (см. фиг. 356,д), заслонка, связанная с гироскопом, перераспределит давление воздуха, поступающего в пневматическое реле. Мембрана прогнется вправо и передвинет золотник вправо. Руль поворота самолета пойдет обратно к нейтральному положению и, перейдя через него, переложится на правую сторону. Самолет будет разворачиваться вправо, перейдет через курс и т. д.

Процесс возвращения самолета к заданному первоначальному курсу будет повторяться полностью.

На фиг. 356,е изображен путь самолета, управляемого подобным стабилизатором курса; самолет совершает незатухающие колебания около заданного курса. Следует отметить, что в описанной схеме руль поворота самолета переключается на свой максимальный угол независимо от величины угла отклонения самолета от курса.

Описанная выше система непригодна для стабилизации полета самолета, так как она будет «разбалтывать» самолет вокруг заданного курса, или, как говорят, *самолет будет рыскать по курсу*.

Пропорциональное регулирование и обратная связь. В нормальном полете летчик решает сам, в какую сторону нужно переложить руль, чтобы привести самолет к курсу. На основании опыта, знания своей машины и режима полета он определяет, на какой угол следует отклонить руль и сколько времени нужно держать его в отклоненном положении. Например, если самолет сбился с курса влево, то летчик нажимает на правую педаль управления рулем поворота соответственно имеющемуся отклонению, но не задерживает нажима до возвращения самолета на нужный курс, а несколько раньше отпускает правую педаль или даже слегка сдерживает слишком быстрый поворот самолета вокруг вертикальной оси, нажимая на левую педаль руля поворота. В противном случае самолет по инерции может сбиться направо и пойти по извилистому пути, рыская по курсу.

Следовательно, для работы автопилота требуется такое устройство, которое позволило бы ограничить величину переключивания рулей в зависимости от отклонения самолета от курса, а затем прекращало бы свое действие или делало рабочий ход в обратную сторону. Подобное устройство выполнено в автопилоте в виде обратной связи от поршня рулевой машинки к подвижному коллектору.

При рассмотрении схемы работы автоматического пилота без обратной связи (см. выше) видно, что коллектор с соплами повторяет все движения самолета по отношению к заслонке, жестко связанной со стабилизированным в пространстве гироскопом.

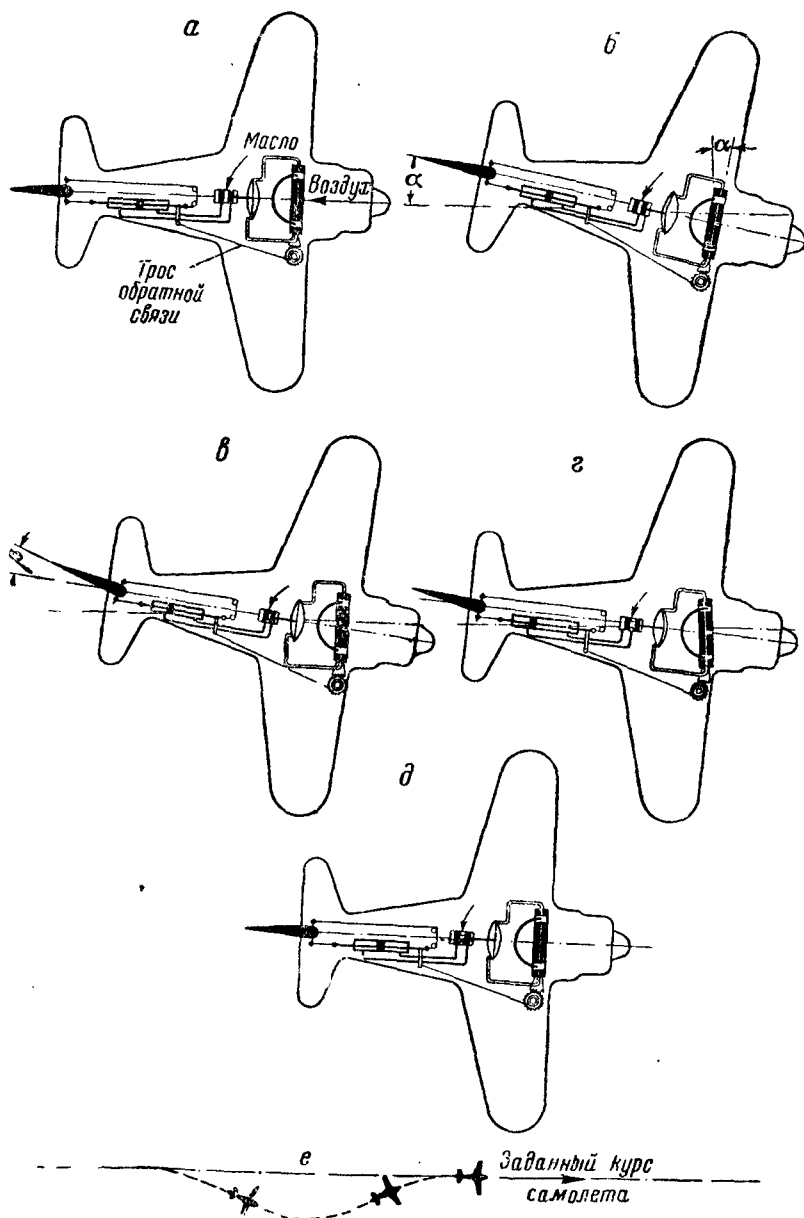
В схеме автопилота с обратной связью заслонка также жестко связана с гироскопом, а коллектор при помощи обратной связи перемещается на величину, пропорциональную величине переключивания руля самолета. В автопилоте АП-42 обратная связь выполнена в виде троса, связывающего шток рулевой машинки с коллектором.

Работа автомата курса с обратной связью. На фиг. 357,а изображен летящий по заданному курсу самолет, снабженный курсовой стабилизацией с обратной связью. Воздух поступает из коллектора в пневматическое реле равными струями. Мембрана пневматического реле, распределительный золотник и поршень рулевой машинки занимают нейтральное положение. Руль поворота самолета также расположен нейтрально, т. е. в плоскости симметрии самолета.

Если под действием внешних сил самолет отклонится вправо (см. фиг. 357,б), то заслонка останется в прежнем положении, а коллектор с соплами повернется относительно заслонки. Мембрана пневматического реле прогнется влево, переместит распределительный золотник и откроет доступ маслу в правую часть рулевой машинки. Поршень, перемещаясь в цилиндре рулевой машинки, переложит руль поворота влево и одновременно через трос и ролик обратной связи повернет коллектор в нейтральное положение (относительно заслонки).

В следующий момент (см. фиг. 357,в) пневматическое реле и распределительный золотник будут приведены в нейтральное положение. Рулевая машинка отклонила руль поворота самолета на угол  $\rho$ , пропорциональный углу отклонения самолета  $\alpha$ . Самолет поворачивается влево.

Коллектор, поворачиваясь вместе с самолетом, выходит из нейтрального положения (относительно заслонки) и создает перепад давления в пневматическом реле, прогибая мембрану в сторону, противоположную первоначальному прогибу (см. фиг. 357,г). Золотник переложится в обратную сторону, и масло поступит в левую полость цилиндра рулевой машинки,



Фиг. 357. Работа автомата курса с обратной связью.

возвращая поршень в нейтральное положение. Руль поворота также пойдет к своему нейтральному положению, а коллектор получит через обратную связь новое дополнительное перемещение, стремящееся вернуть его в нейтральное положение (относительно заслонки).

В результате самолет возвратится на курс в тот момент, когда заслонки, пневматическое реле, золожник, рулевая машинка и руль поворота будут занимать нейтральное положение (см. фиг. 357,д).

Из последовательного рассмотрения всех этапов траектории полета видно, что самолет, снабженный автопилотом с обратной связью, при отклонении от заданного курса будет совершать затухающие колебания (см. фиг. 357,е). Углы отклонения рулей будут пропорциональны углам отклонения самолета от курса.

Такой автопилот будет вполне пригоден для стабилизации полета самолета, несмотря на некоторые весьма существенные недостатки, к числу которых нужно отнести то, что он не учитывает инерции самолета.

Современные автопилоты учитывают не только угол отклонения от заданного направления, но и скорость этого отклонения и даже ускорение, испытываемое самолетом при отклонении от курса. При применении автопилота, работающего по современной схеме, отклонения от курса значительно уменьшаются, и самолет почти точно выдерживает прямую линию заданного курса.

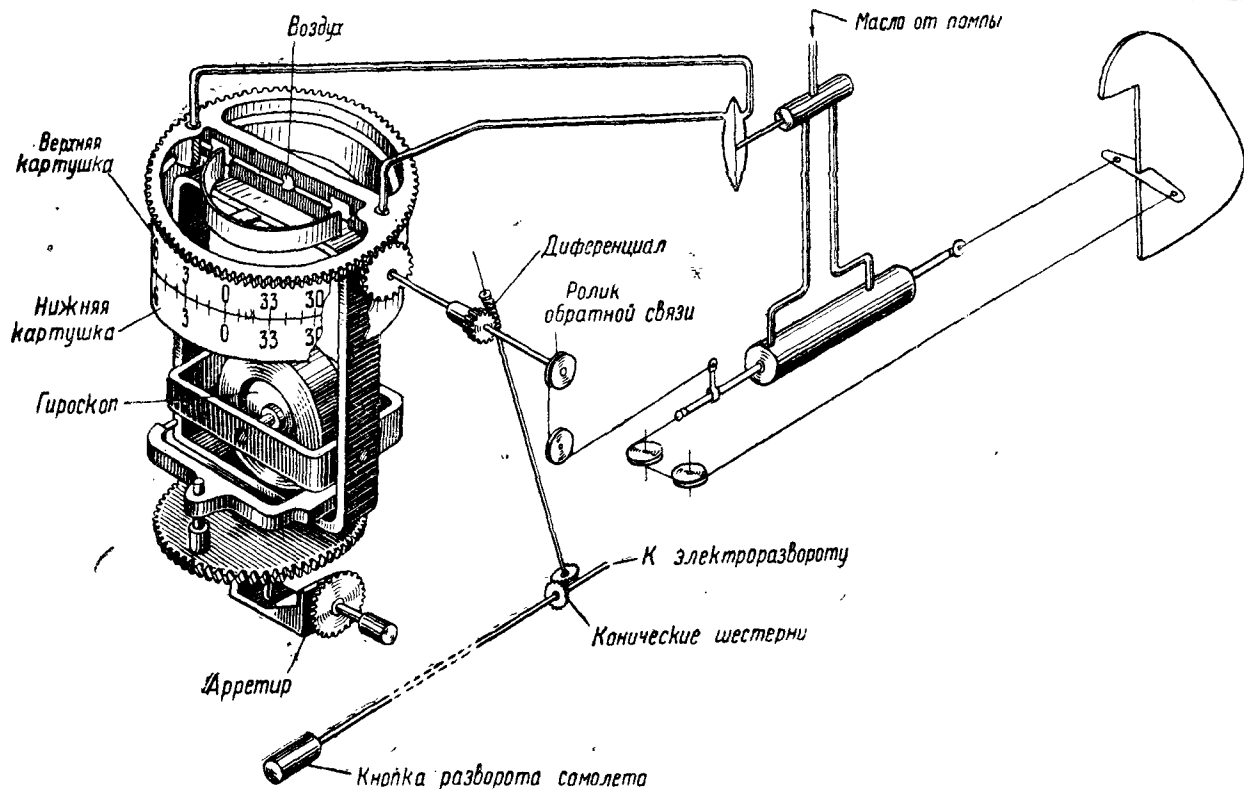
## § 58. Автопилот АП-42

Автопилот АП-42 работает по описанной выше схеме автопилота с обратной связью. В качестве чувствительных элементов в автопилоте АП-42 использованы гироскопические приборы: гиropolукомпас (ГПК) и авиагоризонт (АГП). Чувствительная часть автопилота пневматическая — она может работать как на вакууме, так и на давлении 90 мм рт. ст.; силовая система гидравлическая — она работает при давлении масла 10 кг/см<sup>2</sup>.

Гиropolукомпас для автомата курса АП-42. В качестве чувствительного элемента стабилизации по курсу в автопилоте АП-42 используется гиropolукомпас (ГПК) (см. главу девятую, § 54) с некоторыми дополнениями. На фиг. 358 изображена схема гиropolукомпаса для АП-42.

Гиropolукомпас для АП-42 имеет в основе своей гироскоп, обеспечивающий показания курса как для управления самолетом вручную, так и для управления при помощи автопилота.

Арретирующий механизм, действующий при помощи кнопки, обеспечивает застопоривание гироскопа и поворот его для



Фиг. 358. Гиросполукомпас для автомата курса АП-42.

приведения его шкалы в соответствие с показаниями магнитного компаса.

Гирополукомпас имеет две круглые шкалы (картушки), разделенные на  $360^\circ$ .

Нижняя шкала является шкалой гироскопа и может быть установлена на желаемое деление при помощи арретирующего механизма. Для того чтобы повернуть эту шкалу, нажимают на кнопку арретира, а затем плавно поворачивают ее в желаемую сторону.

Верхняя шкала, или шкала обратной связи, связана: 1) с коллектором, 2) через шестерни и дифференциал с кнопкой разворота, служащей для разворота самолета при включенном автопилоте, и 3) через тросик обратной связи с рулем поворота самолета.

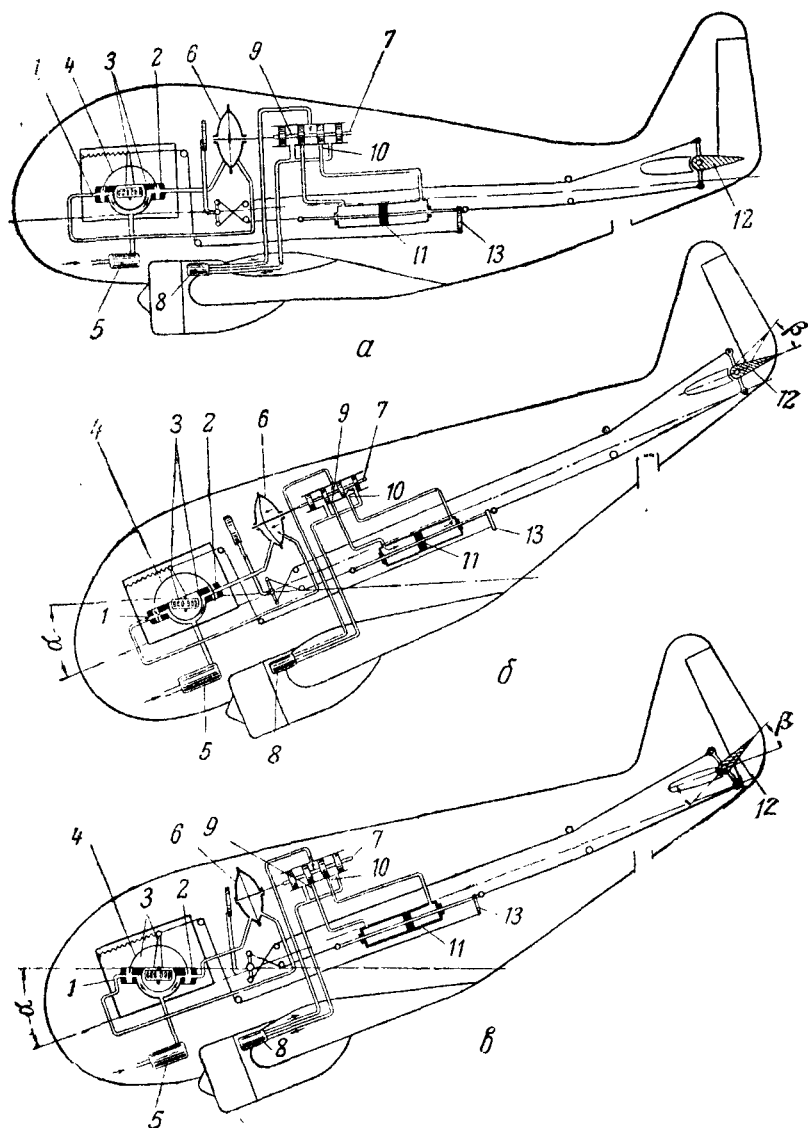
В том случае когда цифры двух шкал совпадают, сопла коллектора перекрываются поровну заслонкой, связанной с гироскопом.

Автоматическая стабилизация самолета вокруг оси  $ZZ$ . Принципиальная схема работы автоматической продольной стабилизации самолета при помощи автопилота АП-42 изображена на фиг. 359.

Чувствительным элементом продольной стабилизации является авиагоризонт, который несет заслонку, перекрывающую сопла коллектора, и при помощи пневматического реле управляет рулевой машинкой аналогично схеме курсовой стабилизации. Обратная связь от руля к коллектору с соплами осуществляется при помощи троса.

На фиг. 359,а изображен самолет в горизонтальном положении. Сопла 1 и 2 коллектора 3 равномерно перекрываются заслонкой 4; в камерах пневматического реле 6 создается одинаковое давление, обеспечиваемое работой помпы 5. Мембрана пневматического реле и связанный с ней шток золотника 7 находятся в нейтральном положении. Масло, которое непрерывно подается к золотнику помпой 8, не поступает в рулевую машинку, так как при нейтральном положении штока золотника отверстия 9 и 10, питающие рулевую машинку, закрыты. Поршень рулевой машинки 11 находится в среднем положении и удерживает в нейтральном положении связанный с ним руль высоты 12.

При изменении положения продольной оси самолета на угол  $\alpha$  (см. фиг. 359,б) коллектор 3 (не связанный с гироскопом) переместится относительно заслонки 4, связанной с гироскопом и стабилизированной в пространстве. Сопло 1 откроется, а сопло 2 будет закрыто. Динамический напор воспринимается открытым соплом и передается в соединенную с ним камеру пневматического реле 6.



Фиг. 359. Автоматическая продольная стабилизация:

*а*—самолет в горизонтальном полете, *б*—самолет отклонился от горизонтального полета, *в*—автомат отклонил руль высоты;

1, 2—сопла коллектора, 3—коллектор, 4—заслонка, 5—помпа, 6—пневматическое реле, 7—золотник, 8—помпа, 9, 10—выходные отверстия золотника, 11—поршень рулевой машинки, 12—руль высоты, 13—трос обратной связи.

Мембрана пневматического реле перемещает связанный с ней шток золотника 7 влево. Через открывшееся отверстие 9 давление масла передается на поршень рулевой машинки 11, который отклоняет связанный с ним руль высоты 12 вверх на некоторый угол  $\beta$  (см. фиг. 359, в).

В это же время связанный со штоком рулевой машинки тросик обратной связи 13 возвратит коллектор 3 в нейтральное положение. В момент совмещения коллектора с заслонкой напор в камерах пневматического реле сравняется, мембрана реле и шток золотника возвратятся в среднее положение и движение руля прекратится, так как впускные отверстия 9 и 10 закроются. Таким образом действие обратной связи ограничивает отклонение руля и делает его пропорциональным отклонению самолета.

Если под действием какой-либо силы самолет продолжает отклоняться от горизонтального положения, то автопилот продолжает отклонять руль высоты до его крайнего положения.

При возвращении самолета под действием руля высоты в нейтральное положение действие автопилота на руль повторяется в обратном направлении. Открывается сопло 2 (а не 1), мембрана пневматического реле, прогнувшись, перемещает шток золотника так, чтобы давление масла на поршень рулевой машинки передалось через отверстие 10.

Движение поршня под давлением масла будет уменьшать угол отклонения руля. Вместе с этим коллектор будет перемещаться к заслонке. К моменту прихода самолета в горизонтальное положение руль будет также поставлен нейтрально.

В случае необходимости изменить в полете положение самолета относительно горизонта летчик, смещая подвижный коллектор относительно заслонки при помощи специальной кнопки, может отклонить руль высоты в любом направлении. Под действием отклоненного руля самолет отклонится, а руль вновь займет нейтральное положение.

Автоматическая стабилизация самолета вокруг оси ХХ. Автоматическая поперечная стабилизация самолета работает по тому же принципу, что курсовая и продольная стабилизация. В качестве чувствительного элемента используется тот же авиагоризонт, что и для продольной стабилизации. Для этого авиагоризонт снабжается вторым коллектором и системой сопел с обратной связью. Эта вторая система расположена под  $90^\circ$  к системе продольной стабилизации.

Ввиду полной тождественности данной схемы с описанной выше работа поперечной стабилизации автопилота здесь не разбирается. Подробно поперечная стабилизация самолета автопилотом описана в § 63 (автопилот АП-45).

На фиг. 360 приведено взаимное расположение отдельных агрегатов АП-42 и дана схема их соединений (вариант питания от наддува).

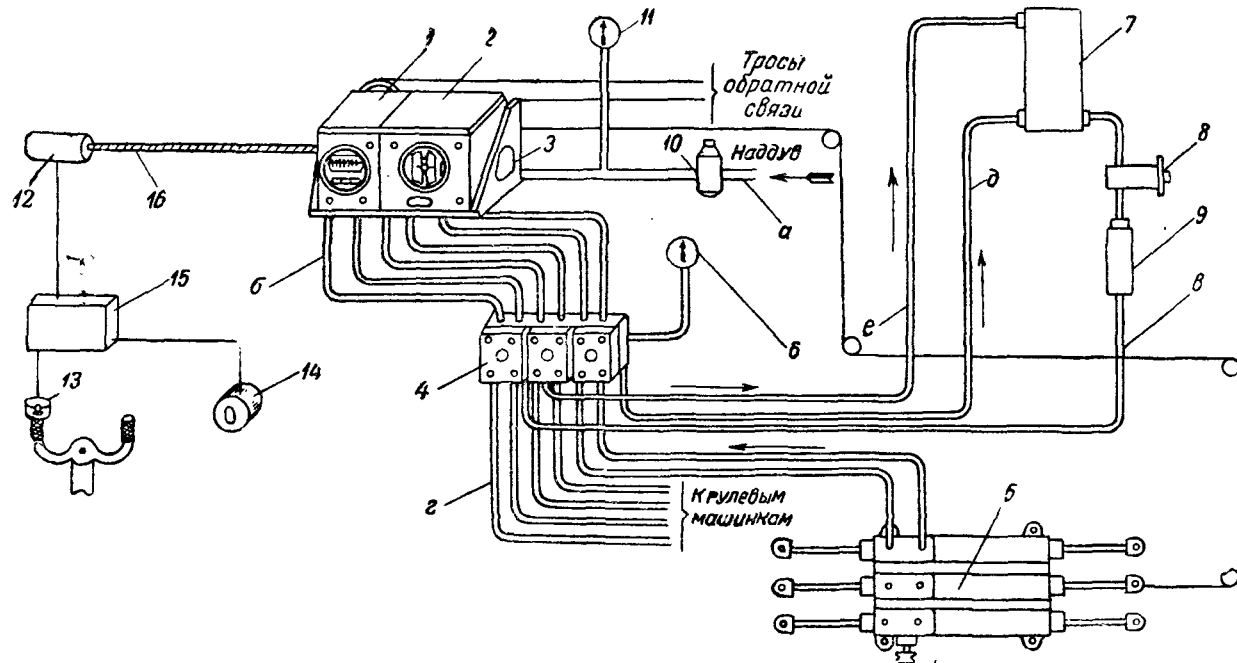
**Пневматическая схема.** Воздух для питания чувствительной части автопилота подается от нагнетателя мотора по трубопроводу *а* (см. фиг. 360) через регулятор давления *10*, который поддерживает постоянное давление в пневматической системе (90 мм рт. ст.) независимо от числа оборотов. Давление воздуха контролируется манометром *11*; воздух поступает в гироскопические агрегаты *1* и *2*, где приводит в движение гироскопы; кроме того, воздух, пройдя через коллектор и сопла по трубопроводам *б*, поступает в пневматические реле, расположенные в гидроагрегате *4*, в котором помещены пневматическое реле и масляные золотники. Воздух, поступивший в пневматическое реле, переключает мембраны реле и связанные с ним штоки золотников в соответствии с показаниями гироскопа.

В корпусе гидроагрегата *4* имеются отверстия для вывода отработанного воздуха из реле за борт самолета.

**Гидравлическая схема.** Масло из бачка *7* посредством масляной помпы *8* подается по трубопроводу *в* через масляный фильтр *9* в гидравлический агрегат *4*, где находится редукционный клапан, поддерживающий постоянное давление в масляной системе. Затем масло подводится к трем масляным золотникам, помещенным внутри корпуса гидроагрегата. Из золотников масло по трубопроводам *г* поступает в рулевые машинки *5*. Избыток масла сливается из редукционного клапана в корпус гидроагрегата, омывает золотники, подогревая их, и по трубопроводу *д* проходит обратно в масляный бачок. По этому же трубопроводу сливается отработанное масло из рулевых машинок. Капельное масло из золотников проходит в бак по трубопроводу *е*. Давление масла в системе измеряется манометром *б*, который включен в систему до редукционного клапана.

**Электрическая схема.** В некоторых случаях может встретиться необходимость произвести разворот самолета при включенном автопилоте или установить новый курс. Это можно сделать при помощи специальной кнопки на лицевой стороне автомата курса. Кроме этого, схема автопилота АП-42 предусматривает возможность разворота самолета при помощи специального дистанционного устройства.

Это дистанционное устройство состоит из моторчика (курсомотор) и кнопок управления, из которых одна помещается на штурвале летчика, а вторая — у штурмана. На полумонтажной схеме АП-42 (см. фиг. 360) дистанционное управление

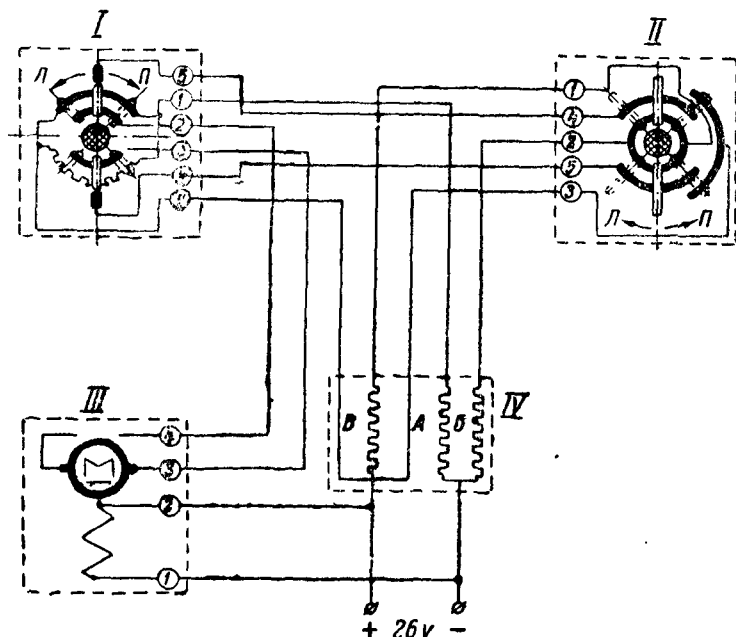


Фиг. 360. Полумонтажная схема автопилота АП-42:

1—автомат курса, 2—автомат продольной и поперечной стабилизации, 3—монтажный кронштейн, 4—гидроагрегат, 5—рулевые машинки, 6—манометр, 7—бачок с маслом, 8—масляный насос, 9—масляный фильтр, 10—регулятор давления, 11—манометр, 12—курсомотор, 13—кнопка летчика, 14—кнопка штурмана, 15—распределительная коробка, 16—гибкий вал.

изображено схематически. На фиг. 361 изображена электрическая схема дистанционного управления.

В распределительной коробке, кроме клемм, находятся сопротивления *А*, *Б* и *В*, отрегулированные на определенные числа оборотов курсмотора в соответствии с указанными ниже скоростями разворота самолета.



Фиг. 361. Электрическая схема дистанционного управления автопилота АП-42:

*I*—кнопка штурмана, *II*—кнопка летчика, *III*—курсмотор, *IV*—распределительная коробка.

Сопротивление *А* включается в цепь якоря курсмотора при пользовании кнопкой штурмана последовательно с реостатом кнопки и определяет максимальную скорость разворота от кнопки штурмана.

Сопротивление *Б* включается в цепь якоря курсмотора при пользовании кнопкой разворота летчика и ограничивает максимальную скорость разворота. Сопротивление *В* включается последовательно с сопротивлением *Б* также при пользовании кнопкой летчика и определяет минимальную скорость разворота при первом фиксированном положении кнопки летчика.

Кнопка штурмана работает независимо от кнопки летчика; самолет может быть развернут при любом положении кнопки

летчика со скоростью от 90 до 180° в минуту. Кнопка летчика дает возможность развернуть самолет с двумя скоростями разворота: 120 и 210° в минуту, т. е. обеспечивает не плавное, а ступенчатое регулирование скорости разворота. Кнопкой летчика можно развернуть самолет лишь при нулевом положении кнопки штурмана; кнопка летчика автоматически выключается из электрической цепи при повороте кнопки штурмана. Это сделано для того, чтобы исключить возможность одновременного разворота самолета штурманом и летчиком, а также исключить вмешательство летчика в работу штурмана на боевом курсе.

Освещение прибора осуществляется электрическими лампочками, получающими питание от бортовой сети самолета через штепсели, установленные на монтажном кронштейне.

Возможные изменения в схеме автопилота АП-42. В зависимости от типа самолета в схеме автопилота АП-42 могут быть следующие изменения:

- 1) питание чувствительной части может осуществляться от вакуумнасоса;
- 2) питание силовой системы может осуществляться от общей гидравлической системы самолета;
- 3) агрегаты дистанционного управления могут не устанавливаться;
- 4) вместо блочных рулевых машинок могут быть установлены отдельные рулевые машинки;
- 5) может быть предусмотрена коррекция от магнитного компаса или радиополукомпас.

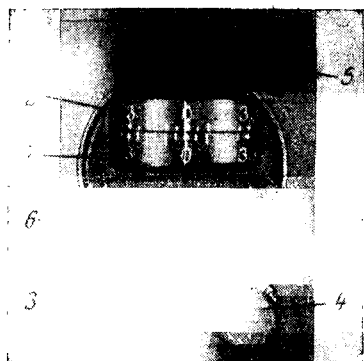
## § 59. Конструкция автопилота АП-42

Агрегаты АП-42, содержащие гироскопические узлы, монтируются на приборной доске автопилота, так как эти приборы имеют такие же шкалы, как гироскопический ГПК и авиагоризонт АГП. Когда автопилот выключен, его шкалами можно пользоваться как обычными ГПК и АГП. Автомат курса и автомат продольной и поперечной стабилизации заключены в металлические ящики.

Автомат курса. Автомат курса (фиг. 362) расположен с левой стороны автопилота. Через окно автомата курса видна картушка гироскопа 1 и картушка обратной связи. Слева под окном находится кнопка 3 для арретирования гироскопа и установки его на новый курс. Справа под окном расположена кнопка поворота 4 для вращения картушки обратной связи и изменения курса самолета. Если автопилот имеет дистанционное устройство для разворота самолета, то вместо кнопки 4 ставится диск с отметкой, вращающийся при

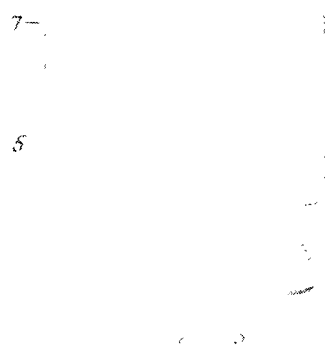
работе курсомотора. Справа над окном автомата курса имеется патрон 5 для лампочки подсвета шкал прибора. Перед картушками установлена визирная нить для отсчета по шкалам, а ниже помещается указатель скольжения 6 (в последних моделях АП-42 указатель скольжения не устанавливается).

Для арретирования гироскопа нажимают на кнопку арретира 3, а для установки на новый курс поворачивают ее в



Фиг. 362. Автомат курса (внешний вид спереди, лицевая сторона):

1—картушка гироскопа, 2—картушка обратной связи, 3—кнопка арретира, 4—кнопка поворота, 5—патрон лампочки освещения шкалы, 6—указатель скольжения.



Фиг. 363. Автомат курса (внешний вид сзади):

1—подвод сжатого воздуха, 2—отверстия для присоединения пневмореле, 3—отверстие для отвода сжатого воздуха (или для подвода вакуумного питания), 4—штепсель к лампочке освещения шкалы, 5—штепсель питания корректирующей катушки, 6—маховичок обратной связи, 7—валик для присоединения курсомотора.

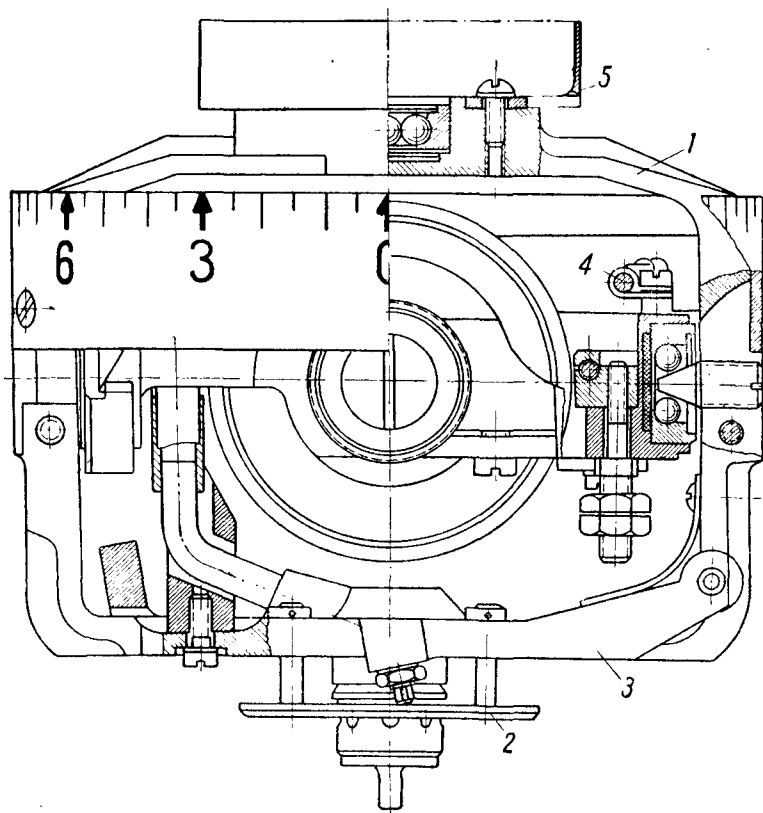
требуемую сторону до тех пор, пока деление задаваемого курса не установится против визирной нити.

Для установки курса или для поворота самолета при включенном автопилоте кнопку поворота 4 вращают вправо или влево в зависимости от заданного курса.

На фиг. 363 дан вид автомата курса автопилота АП-42 сзади.

На задней стенке автомата курса находятся четыре отверстия 1, 2, 3, 4, снабженные резиновыми уплотнительными кольцами. К отверстию 1 подводится сжатый воздух для питания гироскопа и сопел обратной связи. Два малых отверстия 2 и 3 служат для приключения к ним пневматического реле. Через отверстие 4 отводится отработанный воздух или (в случае вакуумного питания) присоединяется трубопровод от ва-

куумнасоса. При помощи штепселя 5 подводится ток для лампы подсвета; штепсель 6 служит для питания корректирующей катушки. Маховичок 7 с пробковым диском служит для присоединения обратной связи к роликам монтажного кронштей-



Фиг. 364. Гироскопический узел автомата курса:

1—вертикальная рама, 2—подвижная шайба, 3—рычаг арретира, 4—постоянный магнит, 5—заслонка.

на. К валу 8 присоединяется курсмотор автоматического разворота.

Автомат курса состоит из трех основных узлов: гироскопического узла, узла платы и узла корпуса.

*Гироскопический узел автомата курса* — обычный гирополукомпас с некоторыми изменениями (фиг. 364). Ось гироскопа установлена на шариковых подшипниках. Гироскоп вращается со скоростью 10 000—12 000 об/мин. В горизонталь-

ной рамке прибора запрессованы шариковые подшипники, свободное вращение в которых обеспечивает вторую степень свободы гироскопа. Гироскопический узел может свободно поворачиваться вокруг горизонтальной оси на угол до  $50^\circ$  вправо или влево. Вертикальная рамка оканчивается упорной осью. Торец упорной оси опирается на шарик узла фланца, расположенного снизу корпуса прибора.

Чувствительный элемент (ГПК) имеет две круглые картушки, разделенные на  $360^\circ$ . Нижняя картушка ( картушка гироскопа) привернута к вертикальной рамке и может быть установлена вместе с гироскопом в желаемом направлении при помощи арретирующего приспособления. Верхняя картушка ( картушка обратной связи) прикреплена непосредственно к подвижному коллектору, и любое деление ее может быть установлено под визирную нить поворотом кнопки разворота самолета.

К торцу вертикальной рамки привернута заслонка, срезы которой расположены по курсу  $90\text{--}270^\circ$  картушки и перекрывают сопла коллектора. Сверху вертикальной рамки помещается шариковый подшипник.

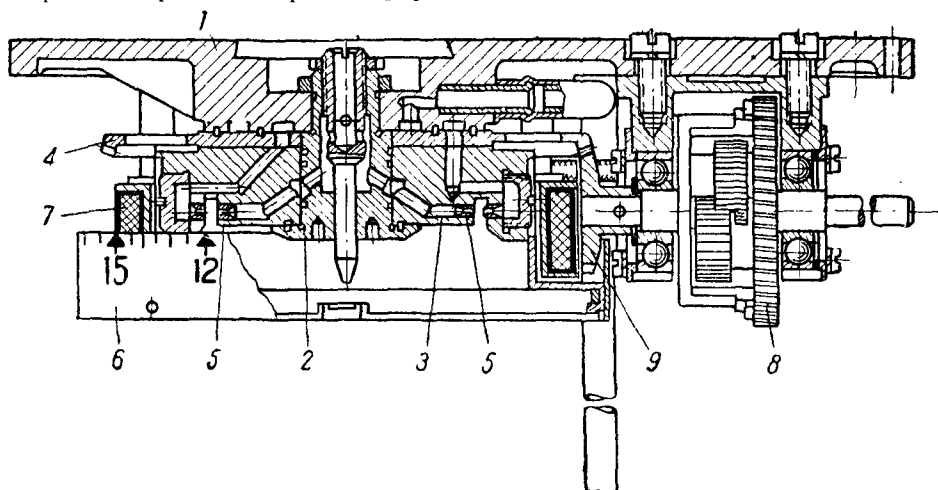
Весь гироскопический узел с вертикальной рамкой может вращаться вокруг вертикальной оси, опираясь снизу на шарик концом упорной оси, а вверху вращаясь вокруг центра, входящего в подшипник.

Конструкция арретира автомата курса взамен азимутальной шестерни в обычном ГПК имеет прикрепленную на стойках к вертикальной раме 1 ( см. фиг. 364) подвижную шайбу 2 с отверстиями, расположенными по окружности. В эти отверстия входят штифты, укрепленные на шестерне, посредством которой рамке сообщается вращательное движение. При движении вверх шайба поднимает рычаг арретира 3, который приводит ось ротора в горизонтальное положение. На горизонтальной рамке укреплены два постоянных магнита 4, для электромагнитной коррекции гирополукомпаса. Роль и назначение этих магнитов описаны ниже.

*Узел платы автомата курса.* Плата (фиг. 365) служит одновременно верхней крышкой прибора.

На плате 1 при помощи распределительной втулки 2, через которую подводится воздух, закреплен коллектор 3 с конической шестерней 4. В коллекторе находятся воздухоудельные сопла 5, подающие воздух в пневматическое реле. При помощи кольца к коллектору прикреплена картушка обратной связи 6. На плате укреплена корректирующая катушка 7, назначение которой будет объяснено при описании электромагнитной коррекции гироскопа курса. К плате привернут также дифференциал 8.

На длинный конец оси дифференциала насажен маховичок обратной связи, а на коротком конце закреплена коническая шестерня 9, передающая движение на коллектор 3 с соплами. Червячная шестерня дифференциала связана с червяком от ручки поворота самолета. Таким образом кинематическая связь подвижного коллектора с соплами (фиг. 366), а следовательно, и катушки обратной связи осуществляется, с одной стороны, через шестерни дифференциала и, далее, через маховичок



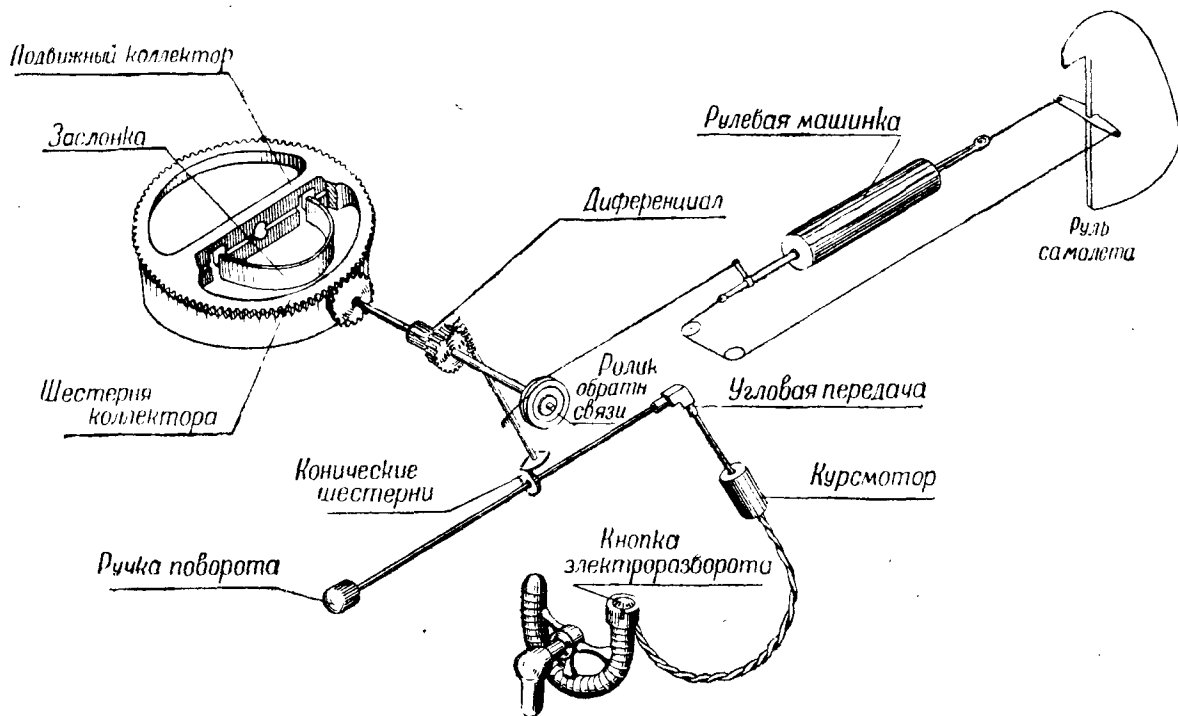
Фиг. 365. Плата-крышка автомата курса:

1—плата, 2—распределительная втулка, 3—коллектор, 4—коническая шестерня, 5—воздуховые сопла, 6—катушка обратной связи, 7—корректирующая катушка, 8—дифференциал, 9—коническая шестерня.

обратной связи, тросик к рулю поворота, а с другой стороны, — через червяк и червячную шестерню дифференциала, пару конических шестерен к ручке разворота. Разворот самолета может выполняться вручную поворотом кнопки разворота или при помощи дистанционного управления включением курсомотора из кабины летчика или штурмана.

Воздух для питания сопел подводится при помощи резиновой трубки в камеру 1 (фиг. 367), откуда через полую ось 2 и отверстия втулки 3 поступает в подающие сопла 4. Через приемные сопла 5 воздух идет по каналам 6 и 7 в кольцевые проточки платы и отводится через резиновые трубки к отверстиям на задней стенке корпуса, к которым присоединяется пневматическое реле.

*Узел корпуса автомата курса.* В нижней части корпуса автомата курса (см. фиг. 367) помещен фланец 8 с подпятником. Через фланец подводится воздух для питания гироскопа. Вокруг фланца расположены механизмы арретира.



Фиг. 366. Кинематическая схема обратной связи и механизмов разворота.

Вращательное движение передается на коллектор и картушку обратной связи от ручки 19 через ось 10, конические шестерни 11 и червяк 12, смонтированные на кронштейне 13. Червяк 12 сцепляется с коронной шестерней дифференциала 14. На оси дифференциала находится коническая шестерня 15, сцепляющаяся с конической шестерней 16 коллектора. Кроме этого, движение на коллектор передается, как было сказано, с задней стороны прибора от курсомотора или ручного задатчика, для чего на правом конце оси 10 имеется диск 17, сцепляющийся с валиком на монтажном кронштейне. Шкала прибора освещается лампой 20, помещенной в патроне, который легко допускает замену лампы. Свет падает через прорезь корпуса на торец стекла и равномерно освещает всю шкалу.

На фиг. 368 изображена кинематическая схема автомата курса:

А) передаточное число от кнопки разворота самолета до картушки обратной связи  $1/72$ ; за один оборот кнопки разворота картушка обратной связи повернется на  $5^\circ$ ;

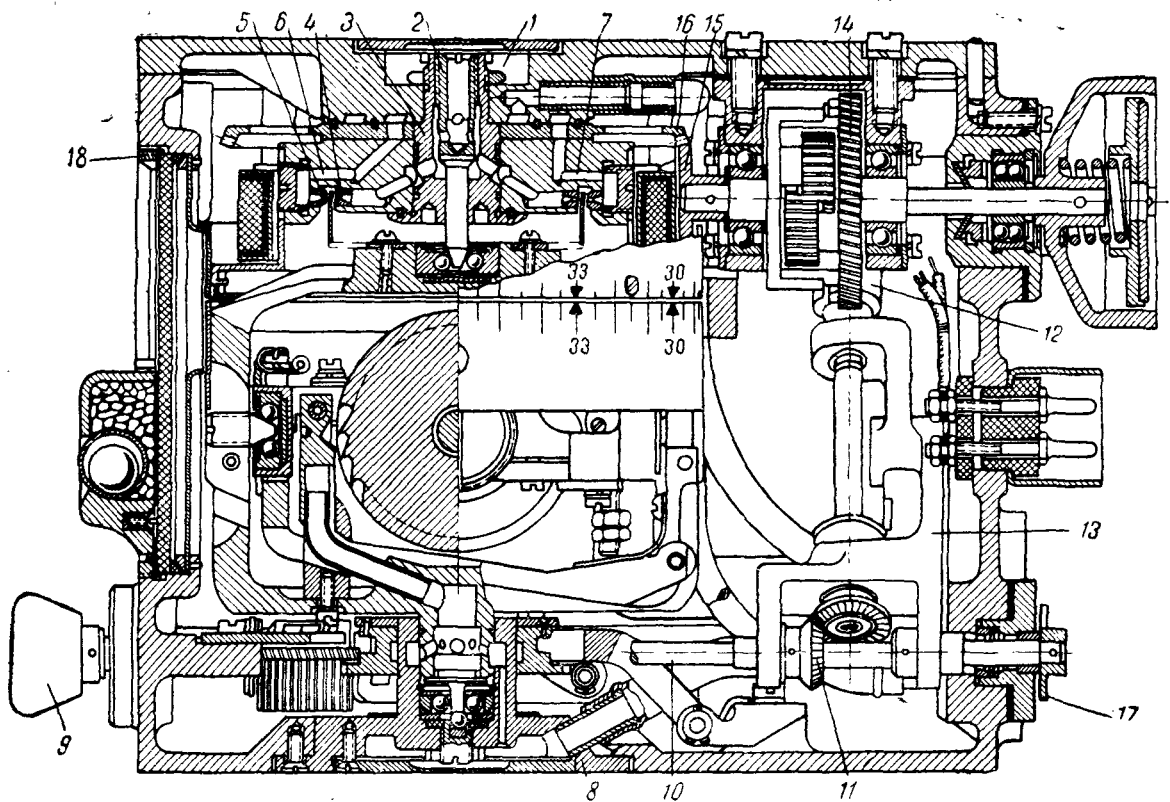
Б) от кнопки арретира до шкалы гироскопа  $1/19,5$ ; за один оборот кнопки гироскоп повернется на  $18,5^\circ$ ;

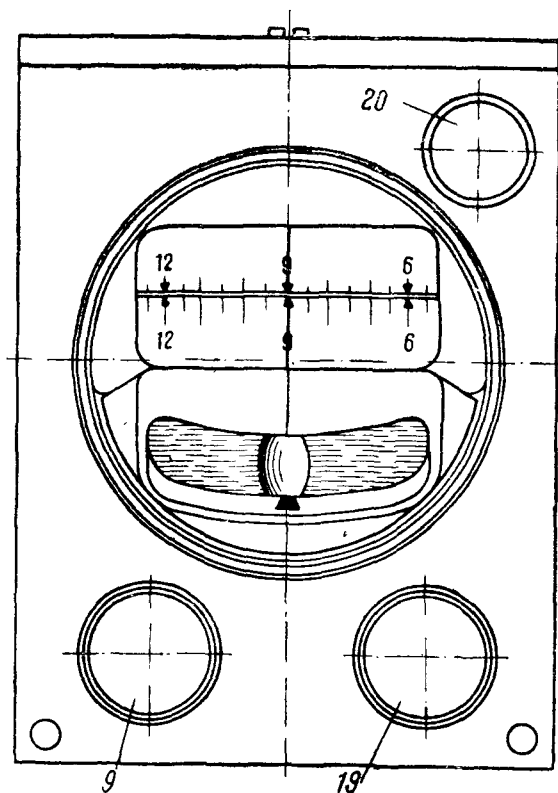
В) от маховичка обратной связи до картушки обратной связи  $1/4$ ; за один оборот маховичка картушка повернется на  $90^\circ$ .

Коррекция курсового гироскопа. Гирополукомпас сохраняет заданное направление лишь в течение незначительного промежутка времени. Постепенно, отклоняясь от начального положения, при включенном автопилоте он будет уводить за собой самолет от заданного курса. Для предотвращения ухода самолета от заданного курса служит коррекция гирополукомпаса от магнитного компаса.

Коррекция от магнитного компаса служит для длительного удержания гироскопа и управляемого им самолета на заданном курсе. При отклонении самолета от курса компас через усилительную систему включает реле, которое, срабатывая, замыкает один или другой контакт в зависимости от того, в какую сторону уклонился самолет. Это реле управляет корректирующей катушкой 1 (фиг. 369), расположенной над гиروزлом автомата курса.

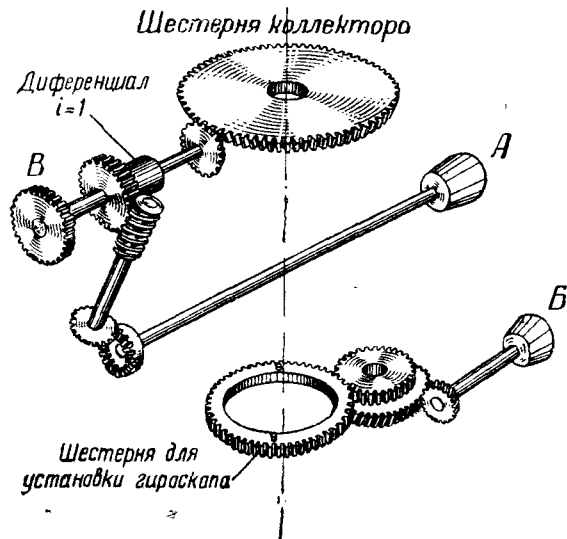
Катушка представляет собой соленоид с выводом средней точки. При замыкании контактов реле ток будет проходить через одну или другую половину катушки, создавая магнитное поле различного направления. Это поле, взаимодействуя с полем двух постоянных магнитов 2, укрепленных на горизонтальной рамке гиروزла, создает момент, стремящийся повернуть рамку вокруг оси УУ. Но в силу закона прецессии начнет поворачиваться вертикальная рамка гиروزла вместе с укреплен-



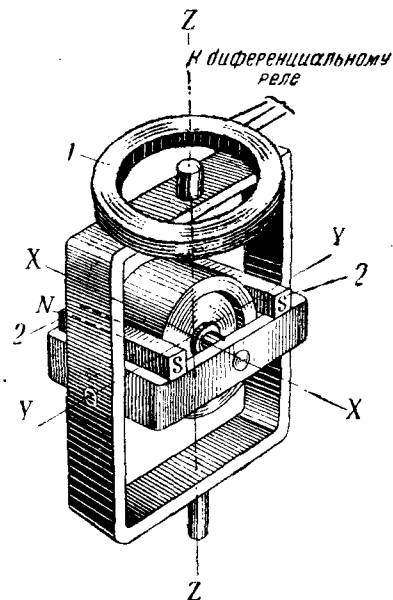


Фиг. 367. Автомат курса:

1—камера, 2—полая ось, 3—втулка, 4—подающее сопло, 5—приемное сопло, 6, 7—каналы, 8—фланец, 9—кнопка арретира, 10—ось, 11—коническая шестерня, 12—червяк, 13—кронштейн, 14—коронная шестерня дифференциала, 15, 16—конические шестерни, 17—диск, 18—резьбовое кольцо, 19—ручка разворота, 20—лампа освещения шкал.



Фиг. 368. Кинематическая схема передач автомата курса.

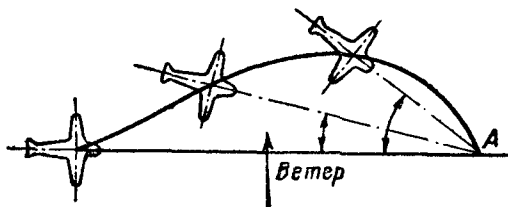


Фиг. 369. Коррекция курсового гироскопа:

1—корректирующая катушка, 2—постоянные магниты.

ной на ней заслонкой обратной связи; при этом направление поворота рамки таково, что самолет будет возвращаться на прежний курс.

Коррекция курса от радиополукомпаса. Корректируя гироскоп от радиополукомпаса, можно держать посредством автопилота не постоянный курс, а обеспечить только вывод самолета на работающую радиостанцию. Все время полета продольная ось самолета будет направлена на заданную станцию, а курс может меняться; например, при наличии бокового ветра самолет будет подходить к заданной точке А, следуя по некоторой кривой (фиг. 370).



Фиг. 370. Полет на радиостанцию при боковом ветре.

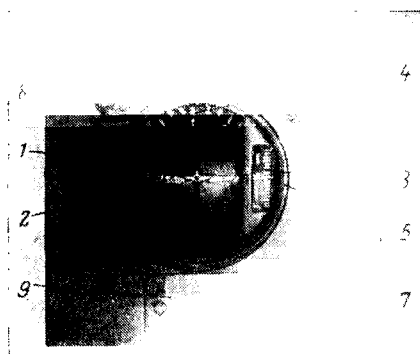
Чувствительным элементом коррекции служит радиополукомпас РПК-2. Рамочная антенна РПК-2 устанавливается перпендикулярно продольной оси самолета. Если ось самолета направлена на радиостанцию, на волну которой настроен РПК-2, т. е. в том случае, когда плоскость рамочной антенны перпендикулярна направлению на радиостанцию, стрелка индикатора РПК-2 стоит на нуле.

При отклонении самолета от направления на радиостанцию на выходе РПК-2 возникает переменное напряжение, которое возрастает с увеличением угла отклонения самолета и изменяет фазу при переходе самолета через нейтральное положение. При помощи специального усилителя, подключенного к РПК, это напряжение усиливается, преобразуется в постоянное и подается на обмотки реле, управляющего включением корректирующей катушки гироскопа автомата курса.

В дальнейшем работа системы происходит так же, как и, при коррекции от магнитного компаса.

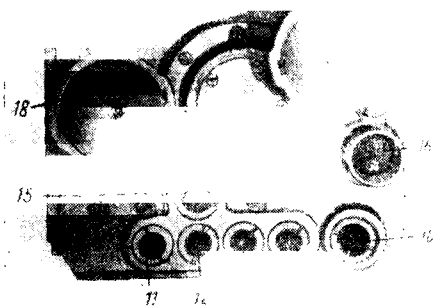
Автомат продольной и поперечной стабилизации (автомат кренов). На лицевой стороне прибора (фиг. 371) находится окно, через которое можно наблюдать сферическую шкалу прибора, индекс-самолетик, шкалу, указывающую наклон продольной оси самолета, и индексы обратной связи. Сверху справа на приборе находится кнопка управления поперечной стабилизацией, ниже — кнопка управления продольной стабилизацией.

В левом верхнем углу помещается патрон с лампочкой освещения шкалы прибора. Под окном прибора находится дощечка с краткой инструкцией. Под дощечкой хранятся две запасные электролампочки.



Фиг. 371. Автомат продольной и поперечной стабилизации (вид, спереди):

1—сферическая шкала, 2—индекс-самолетик, 3—шкала продольных кренов, 4, 5—индексы обратной связи, 6—кнопка управления поперечными кренами, 7—кнопка управления продольными кренами, 8—лампочка освещения шкалы, 9—инструкция.



Фиг. 372. Автомат продольной и поперечной стабилизации (вид сзади):

10—подвод сжатого воздуха, 11, 12, 13, 14—отверстия для присоединения пневмореле, 15—отверстие для отвода воздуха (или для подключения вакуумного питания), 16—штепсель к лампочке освещения, 17, 18—маховички обратной связи.

На сферической шкале нанесена горизонтальная линия. Самолетик-индекс связан с гироскопом и может вращаться вокруг своего центра, а также перемещаться в вертикальной прорези шкалы. Положение самолетика относительно горизонтальной линии на шкале воспроизводит положение самолета относительно горизонта.

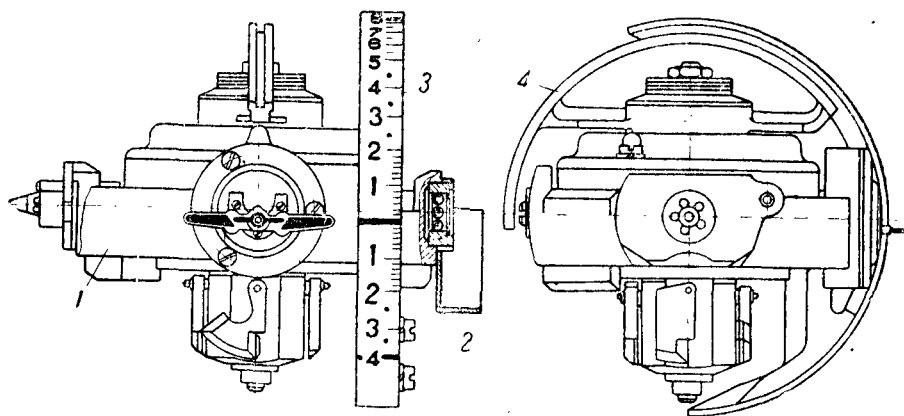
Величина поперечного крена указывается на сферической шкале индексом, связанным с гироскопом. Индекс обратной связи поперечного крена расположен несколько выше. Угол наклона продольной оси самолета отсчитывается по правой вертикальной шкале, связанной с горизонтальной рамкой гиروزла. На эту же шкалу выведен индекс обратной связи продольной стабилизации, установленный на коллекторе продольной стабилизации.

На задней стенке прибора (фиг. 372) находятся шесть отверстий с резиновыми уплотняющими кольцами. К отверстию 10 подводится воздух для питания гироскопа и сопел обратной связи. Через отверстие 15 отводится отработанный воз-

дух или при вакуумном питании к нему присоединяется трубопровод от вакуумнасоса. Остальные отверстия служат для

присоединения к ним пневмореле. На задней стенке находятся также два маховичка с пробковыми дисками для присоединения обратной связи прибора к роликам монтажного кронштейна. Штепсель 16, помещенный на задней стенке прибора, служит для подвода тока к лампочке освещения.

*Рама с гироскопическим узлом.* Гироскопический узел автомата продольной и поперечной стабилизации (фиг. 373) заимствован от обычного авиагоризонта АГП-2. Ось гироскопа на-



Фиг. 373. Рама с гироскопическим узлом автомата продольной и поперечной стабилизации:

1—горизонтальная рама, 2—заслонка обратной связи продольной стабилизации, 3—шкала, 4—полукольцо.

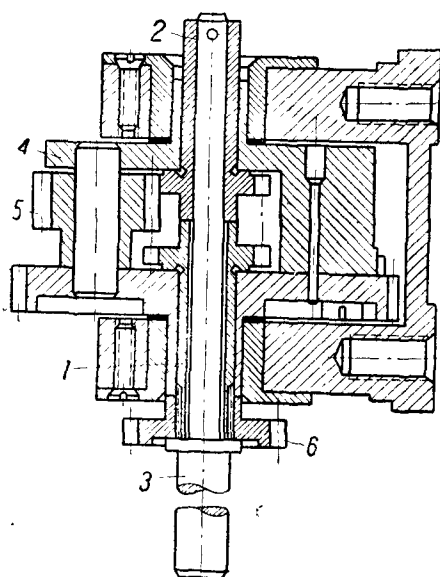
клонена на  $2^\circ$  в сторону полета для уменьшения ошибок при выходе самолета из виража.

Горизонтальная рамка имеет облегченную конструкцию. На ней укреплена заслонка обратной связи 2 продольной стабилизации. Шкала 3, указывающая угол наклона продольной оси самолета, имеет градуировку до  $80^\circ$  для пикирования и до  $40^\circ$  для кабрирования. Для того чтобы заслонка поперечной стабилизации могла перемещаться при любых продольных углах наклона, сверху на гироскле установлено направляющее полукольцо 4, по пазу которого скользит штифт поводка, связанного с заслонкой поперечной стабилизации. Поводок установлен на шариковых подшипниках и точно повторяет поперечные угловые перемещения гироскопа.

*Узел платы.* Плата, на которой помещены механизмы управления продольной стабилизации, является боковой крышкой прибора. По конструкции она идентична плате автомата курса и отличается от нее только отсутствием коррекционной

катушки и тем, что взамен полной конической шестерни поставлен конический сектор.

*Узел дифференциала поперечной стабилизации.* Дифференциал поперечной стабилизации, изображенный на фиг. 374, характерен тем, что движение подается и снимается с одной стороны.



Фиг. 374. Узел дифференциала поперечной стабилизации:

1, 2—трибки, 3—ось, 4—корпус, 5, 6—шестерни.

Трибки 1 и 2 сделаны полыми и через них пропущена ось 3. На оси закреплен маховичок обратной связи (на фиг. 374 не показан). Ось 3 вращает трибку 2, помещенную в корпусе 4. Далее движение передается на шестерню 5 и через промежуточную шестерню (на фиг. 374 не показана) на трибку 1. На конце этой трибки на шлицах закреплена шестерня 6, которая в свою очередь сцепляется с сектором коллектора поперечной стабилизации (фиг. 375).

*Общая сборка автомата продольной и поперечной стабилизации.* Расположение отдельных узлов в корпусе автомата видно на фиг. 375. Рама с гиروزлом 2 установлена на подшипнике 3 и центрике 4, которые укреплены на стенках прибора. Воздух для пита-

ния гиروزла и обратной связи подводится резиновыми трубками от камер 5 и 6, соединенных с отверстиями на задней стенке прибора.

Вращение кнопки 7 передается на коллектор продольной стабилизации следующим образом. Через ряд промежуточных шестерен (фиг. 376) вращение передается коронной шестерне дифференциала 8 (см. фиг. 375). На оси дифференциала находится коническая шестерня 9, сцепляющаяся с коническим сектором коллектора 10.

Вращательное движение на коллектор поперечной стабилизации от кнопки 11 передается через ось 12, две спиральные шестерни 13 и 14 и червяк 15, смонтированный на крошечной 16. Червяк 15 сцепляется с коронной шестерней дифференциала 17. На полый трибке дифференциала закреплена шестерня 18, сцепляющаяся с сектором коллектора 19. За

один оборот кнопки сопло поперечной стабилизации поворачивается на  $3^\circ$ .

Освещение автомата поперечной и продольной стабилизации выполнено так же, как и в автомате курса.

**Монтажный кронштейн.** Монтажный кронштейн, изображенный на фиг. 377, является вспомогательным узлом, облегчающим и упрощающим монтаж и эксплуатацию автопилота. К кронштейну подводятся все пневматические трубопроводы, тросы обратной связи, гибкий вал от курсомотора и электрические провода. Автомат курса и автомат продольно-поперечной стабилизации устанавливаются на кронштейне при помощи направляющих салазок и крепятся четырьмя болтами.

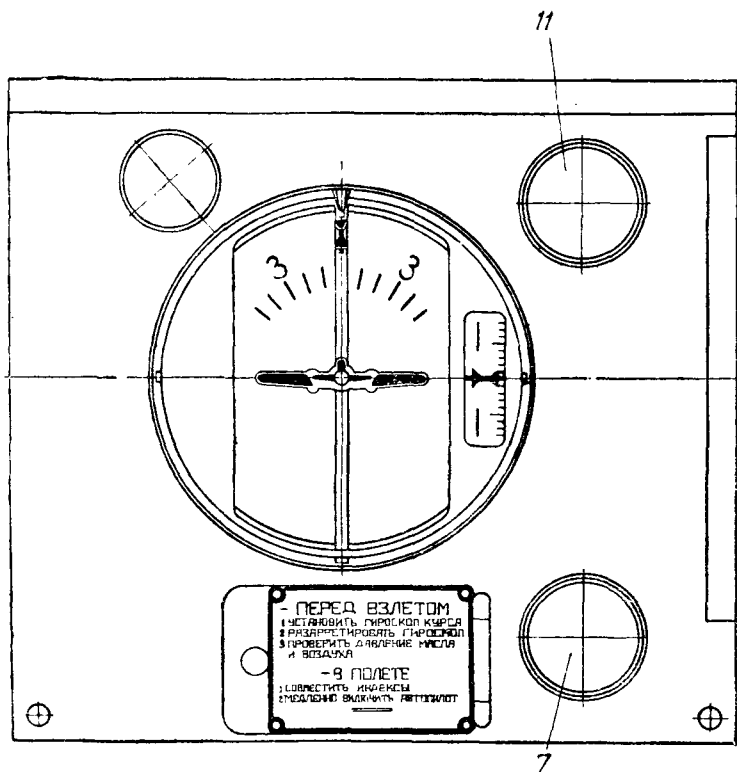
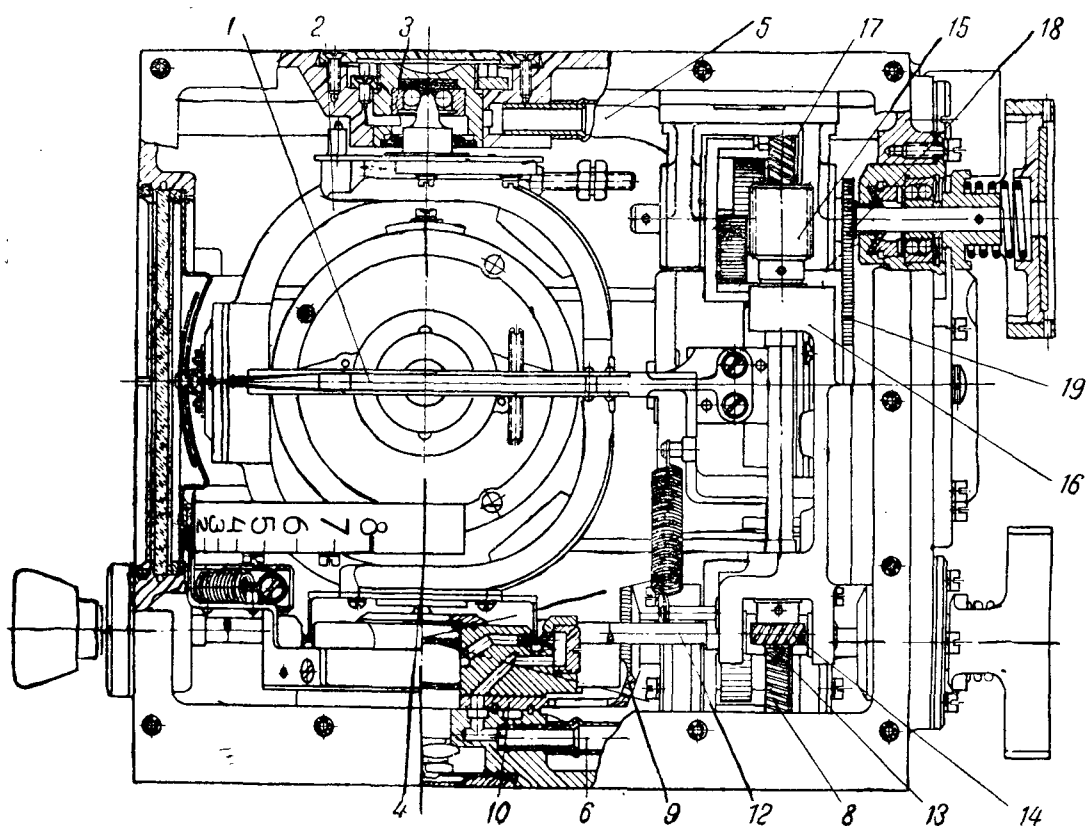
Монтажный кронштейн устанавливается на самолете на специальных резиновых амортизаторах типа Лорд.

Вес кронштейна из алюминиевого сплава 2,1 кг.

**Гидравлический агрегат.** Гидравлический агрегат (фиг. 379) объединяет ряд узлов гидравлической системы и пневматические реле автопилота. Такое объединение в одном агрегате ряда узлов автопилота облегчает монтаж автопилота на самолете, позволяет обогревать масляные золотники теплым маслом и уменьшает габариты монтажного кронштейна, устанавливаемого на приборной доске. Гидроагрегат монтируют на самолете жестко, без амортизаторов и для маслопроводки применяют алюминиевые трубопроводы без дюритовых шлангов.

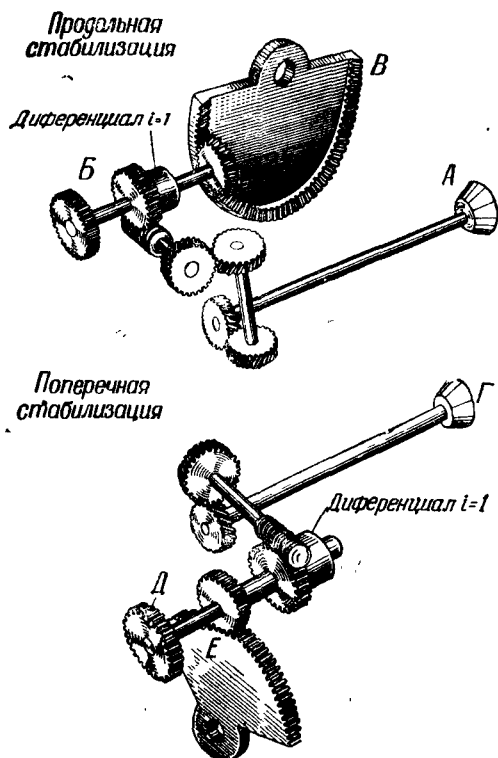
Гидроагрегат состоит из литого корпуса 1 с запрессованными в нем тремя корпусами золотников 2. В корпусе золотника находится шток 3, центрируемый в нейтральном положении при помощи пружины 4. Шток золотника через штифт 5 связан со штоком пневмореле 6. Для сокращения проводки на самолете регулятор давления 7 также помещен в гидроагрегат.

От масляного насоса масло подводится под давлением к отверстию 8. На пути масла установлен регулятор давления 7, который поддерживает постоянное давление масла, подводящего к золотникам, и стравливает избыток масла при нейтральном положении золотников в полость 9 корпуса гидроагрегата. Поток масла омывает и согревает золотники. По каналу 10 масло поступает в среднюю часть золотника. При перемещении штока влево или вправо масло по каналам 11 и 12 направляется в соответствующие отверстия 13 или 14, соединенные с цилиндром рулевой машинки. Отработанное масло из машинки проходит в золотник и вытекает из отверстий 15 и 16 в полость корпуса и далее в масляный бак.



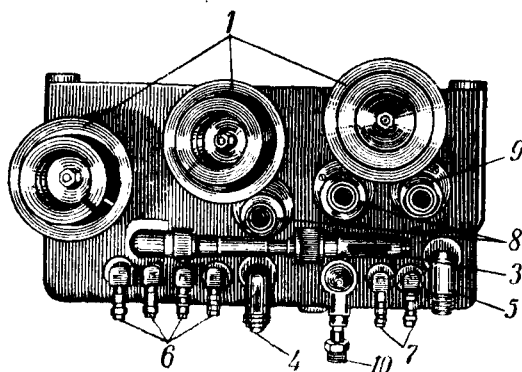
Фиг. 375. Автомат продольной и поперечной стабилизации (вид сверху со снятой крышкой):

1—индекс обратной связи поперечной стабилизации, 2—рама с гироскопом, 3—подшипник, 4—центр, 5, 6—камеры, 7—кнопка продольной стабилизации, 8—дифференциал, 9—коническая шестерня, 10—конический сектор коллектора, 11—кнопка поперечной стабилизации, 12—ось, 13, 14—спиральные шестерни, 15—червяк, 16—контршестерня, 17—коронная шестерня дифференциала, 18—шестерня, 19—сектор коллектора.



Фиг. 376. Кинематика передач продольной и поперечной стабилизации:

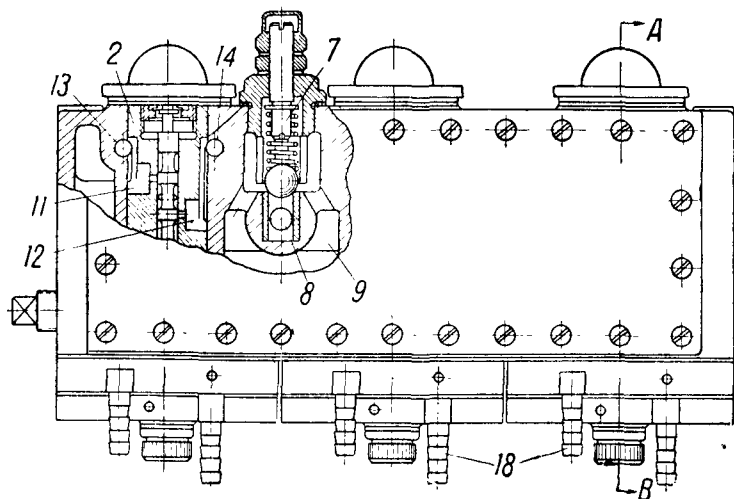
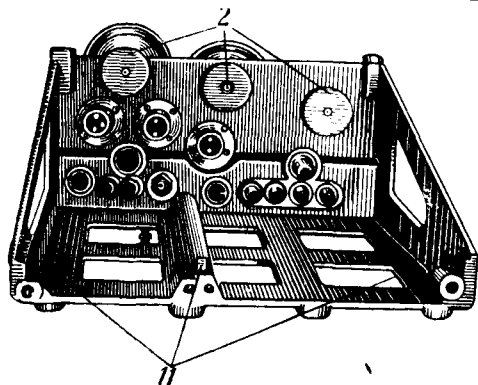
А—кнопка продольной стабилизации, Б—шестерня от обратной связи, В—сектор коллектора продольной стабилизации, Г—кнопка поперечной стабилизации, Д—шестерня от обратной связи, Е—сектор коллектора поперечной стабилизации.



Фиг. 377. Монтажный кронштейн (вид сзади):

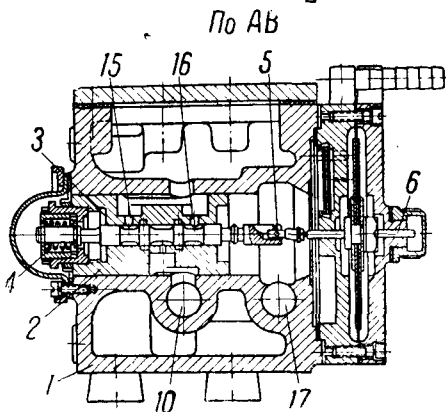
1—ролики обратной связи, 2—диски для присоединения обратной связи автоматов, 3—штуцер вакуумного питания, 4, 5—штуцеры компрессионного питания, 6, 7—штуцеры для присоединения пневмореле, 8—штепсели освещения, 9—штепсель коррекции, 10—угловая передача для присоединения курсомотора, 11—направляющие салазки.

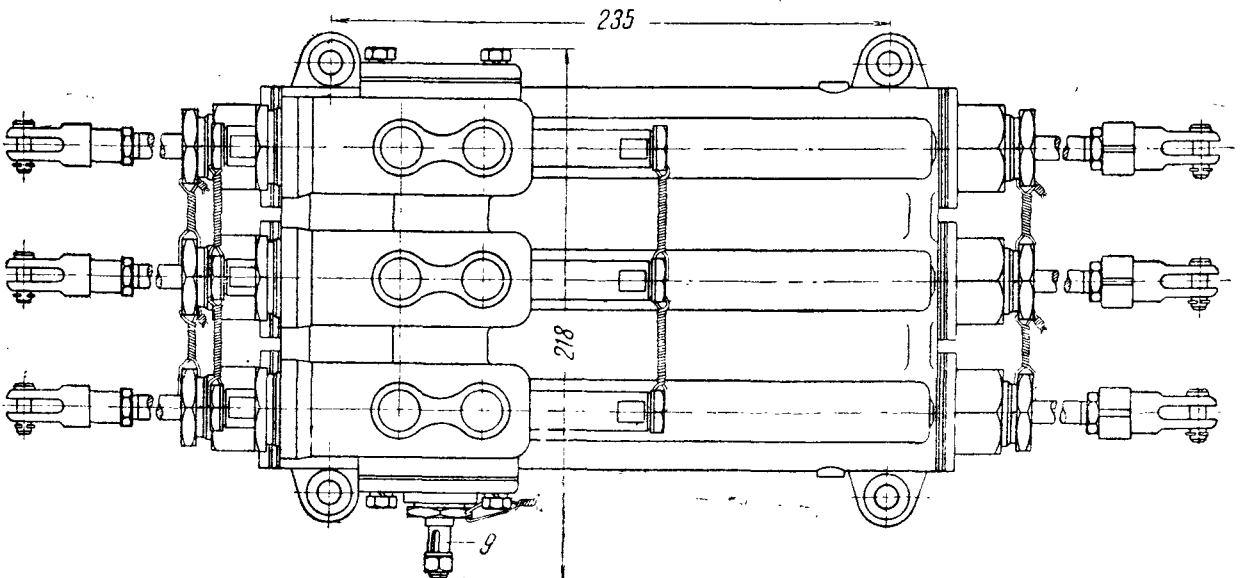
Фиг. 378. Монтажный кронштейн (вид спереди).

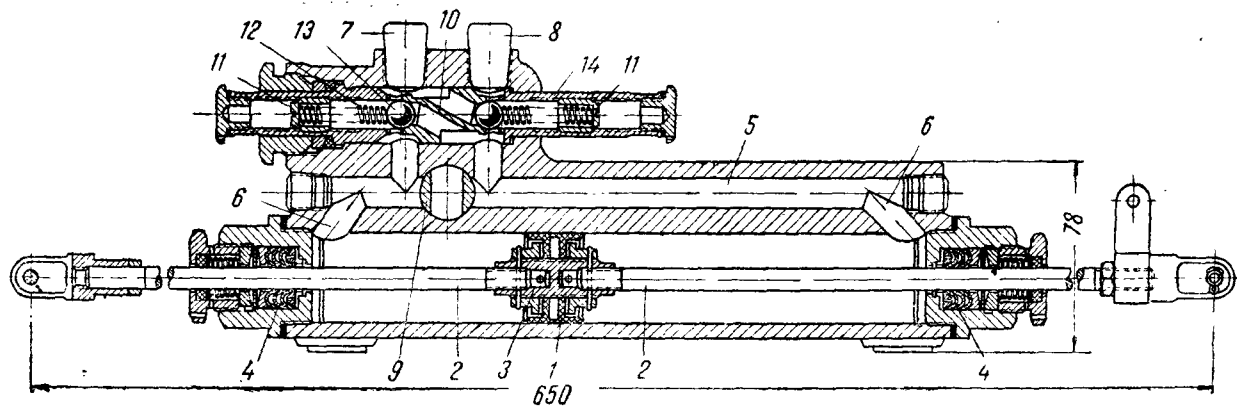


Фиг. 379. Гидравлический агрегат:

1—корпус агрегата, 2—корпус масляного золотника, 3—шток золотника, 4—пружина, 5—штифт, 6—шток пневмореле, 7—регулятор давления масла, 8—отверстие для подвода масла, 9—полость в корпусе агрегата, 10, 11, 12—масляные каналы, 13, 14—отверстия для подвода масла к рулевым машинкам, 15, 16—отверстия для отвода отработанного масла, 17—канал для отвода капельного масла, 18—штуцеры.







Фиг. 380. Рулевая машинка (блочная):

1—поршень, 2—части штока, 3—втулки, 4—сальники, 5—каналы, 6—отверстия для масла, 7, 8—штуцеры, 9—кран включения, 10—предохранительный клапан, 11—регулирующие винты, 12—пружины, 13—шарики, 14—втулка предохранительного клапана.

С каналом 10 сообщается отверстие для присоединения манометра, показывающего давление масла. Для отвода из золотников капельного масла предусмотрен канал 17. С ним же соединяются капиллярные отверстия реле, защищенные фильтрами. Реле соединяются с автоматом курса и автоматом поперечной и продольной стабилизации через угловые штуцеры 18 при помощи дюритовых шлангов.

Рулевые машинки. Присоединенные при помощи тросов к рулям самолета рулевые машинки являются силовой частью автопилота.

Конструктивно рулевые машинки выполняются в двух вариантах: три цилиндра рулевых машинок отлиты в одном блоке — блочная машинка; каждый цилиндр выполнен отдельно — раздельные рулевые машинки. По устройству и принципу работы они совершенно одинаковы.

Блочная рулевая машинка (фиг. 380) состоит из трех не сообщающихся между собой цилиндров, отлитых из легкого металла. Внутри каждого цилиндра ходит поршень 1, который состоит из двух кожаных манжет, разделенных шайбой и затянутых гайками. Шток поршня свинчен из двух частей 2, заштифтованных во втулке 3. Стержни штока выходят из цилиндра через сальники 4.

Масло распределяется между камерами цилиндра по каналам 5, которые сообщаются с камерами через отверстия 6. Через штуцеры 7 и 8 в рулевую машинку вводится масло от масляного золотника.

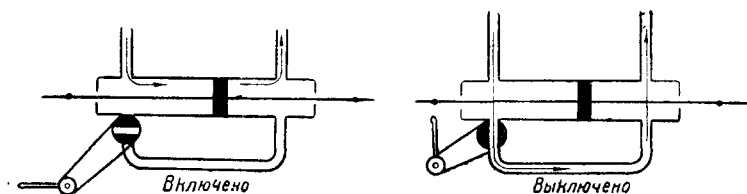
Кран включения 9 рулевой машинки показан на фиг. 381 слева, в положении «включено»; он разделяет канал 5 на две полости, и масло может выйти из рулевой машинки только через золотник. При повороте крана 9 на 90° масло из правой полости при смещении поршня вправо будет переходить в левую полость и наоборот. При таком положении крана автопилот работать не будет и рули можно переключивать вручную.

Для того чтобы летчик мог управлять самолетом вручную, не выключая автопилота, а также на случай повреждения крана выключения имеется предохранительный клапан 10 (см. фиг. 380), расположенный над цилиндрами рулевой машинки. Клапан состоит из втулки 14, запрессованной в верхней части рулевой машинки, двух шариков 13, пружин 12 и регулировочных винтов 11.

Работа клапана заключается в следующем. Если летчику необходимо вручную управлять самолетом, не выключая автопилота, он прикладывает к органу управления усилие приблизительно в два раза больше нормального. Это создает в одной из полостей рулевой машинки давление, превышающее рабочее. Давление, действуя на шариковые клапаны, отжимает ша-

рик, вследствие чего полости цилиндра рулевой машинки сообщаются между собой. В это время рули можно переключать вручную. Регулировочные винты 11 служат для регулирования давления пружины 12 на шарик 13, так чтобы оно было на 1—2 ат больше рабочего давления масла в рулевой машинке.

Для удобства монтажа на некоторых типах самолетов применяются раздельные рулевые машинки. В этом случае кран включения и предохранительные клапаны ставятся отдельно от цилиндров. По устройству раздельные рулевые машинки аналогичны блочным.



Фиг. 381. Схема работы крана включения рулевой машинки.

Ход штока блочной рулевой машинки равен 100 мм; ход штока раздельных рулевых машинок — 80 и 100 мм.

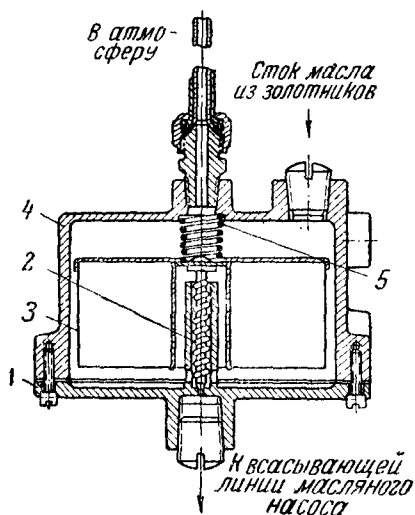
**Масляный бачок.** Масляный бачок содержит запас масла для питания силовой части автопилота. Масло заливается в бачок на  $\frac{2}{3}$  его высоты через специальное отверстие в крышке, которое закрывается нарезной пробкой. Из бачка масло засасывается помпой. В дно бачка ввернута пробка, предназначенная для слива загрязненного масла.

**Двухстрелочный манометр.** Для измерения давления воздуха и масла в воздушной и гидравлической системах автопилота АП-42 применяются манометр масла от 0 до 20 кг/см<sup>2</sup> и манометр воздуха от 0 до 200 мм рт. ст., объединенные в одном стандартном корпусе диаметром 60 мм. Рабочие диапазоны отмечены на шкале дугами. Манометр воздуха может работать как на вакууме, так и на давлении. Крепится прибор стандартным крепежным кольцом.

При отсутствии двухстрелочного манометра пользуются двумя раздельными манометрами в отдельных корпусах диаметром 60 мм.

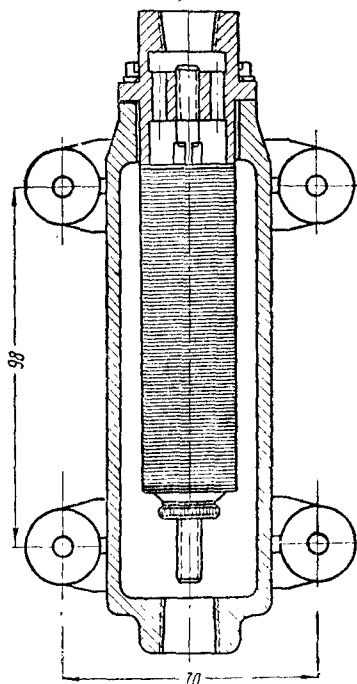
**Дренажный бачок.** В том случае, когда масляный бак расположен выше гидроагрегата, капельное масло не может стекать из золотника в бак самотеком, а направляется в специальный дренажный бачок (фиг. 382), из которого отсасывается масляным насосом.

Дренажный бачок состоит из корпуса 1, в котором установлен игольчатый клапан 2, жестко связанный с поплавком 3. Пружина 5, установленная между крышкой 4 и поплавком 3, давит на клапан 2 и закрывает отверстие, ведущее к всасывающей линии масляного насоса. По мере накопления капельного масла из золотников поплавков будет стремиться всплыть на по-



Фиг. 382. Дренажный бачок:

1—корпус, 2—игольчатый клапан, 3—поплавок, 4—крышка, 5—пружина.



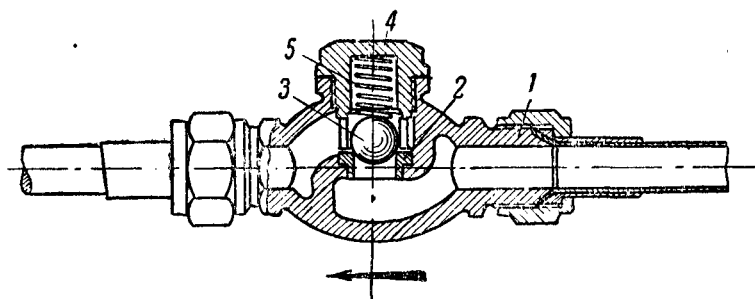
Фиг. 383. Масляный фильтр.

верхность масла и поднять за собой клапан, чему противодействует пружина. Таким образом по мере накопления масла подъемная сила поплавка и давление его на пружину увеличивается.

Когда в дренажном бачке наберется такое количество масла (около  $70 \text{ см}^3$ ), что подъемная сила поплавка преодолет силу противодействия пружины 5, клапан приподнимется и откроет отверстие, ведущее к всасывающей линии масляной системы, а масляный насос отсосет часть масла из дренажного бачка. С падением давления клапан под действием пружины снова закроет отверстие, ведущее к масляному насосу. Следовательно, воздух не может попасть в масляную систему.

Для того чтобы в дренажной бачке над пружиной не образовывался вакуум, имеется отверстие, через которое внутренняя часть бачка сообщается с атмосферой.

**Регулятор давления воздуха.** Регулятор давления воздуха применяется в том случае, если питание автопилота производится от нагнетателя авиационного двигателя. Регулятор поддерживает постоянное давление в воздушной магистрали независимо от величины избыточного давления в коллекторе нагнетателя. Регулятор давления изображен на фиг. 343 и состоит из двух частей: нижней, в которой помещается фильтр, и верхней — собственно регулятора.



Фиг. 384. Обратный масляный клапан:

1—корпус, 2—штулка, 3—шарик, 4—гайка, 5—пружина.

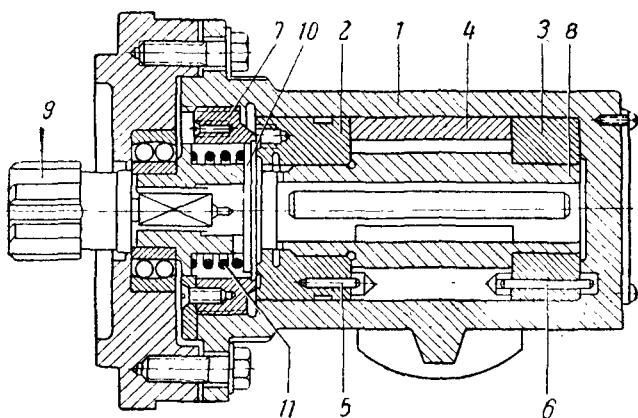
**Масляный фильтр.** Масляный фильтр (фиг. 383) служит для фильтрования масла, питающего гидросистему автопилота. Масляный фильтр состоит из корпуса и фильтрующей части, собранной из металлических пластинок с крестообразной вырубкой. Между пластинками создается зазор 0,06—0,07 мм; просачиваясь в этот зазор, масло фильтруется.

**Обратные масляный и воздушный клапаны.** Обратный масляный клапан имеет два назначения: он подает масло в сеть всегда в одном направлении и не допускает произвольного стекания масла из рулевых машинок в масляный бак (если они расположены выше бака), предохраняя систему от проникновения воздуха.

Обратный масляный клапан (фиг. 384) состоит из корпуса 1, оканчивающегося двумя штуцерами, к которым присоединяются трубопроводы. В прилив внутри корпуса запрессована втулка 2, отверстие которой закрывает шарик 3, прижимаемый пружиной 5 через гайку 4. Гайка одновременно служит направляющей для шарика, когда он отходит под напором масла от втулки.

Сопротивление клапана равно примерно 175 мм рт. ст.

Обратный воздушный клапан предохраняет систему от попадания масла в гироскопические агрегаты и от выбивания в них стекол при обратном вращении вакуумнасоса. Клапан (см. фиг. 346) состоит из корпуса, оканчивающегося двумя штуцерами, к которым присоединяются трубы воздушной сети автопилота. Внутри корпуса имеется прилив, к которому прижат пружиной клапан, вращающийся на оси. Верхняя часть клапана



Фиг. 385. Масляный насос МК-1:

1—корпус, 2, 3—подпятники, 4—стакан, 5, 6—шпильки, 7—гайка, 8—ротор, 9—шлицевой хвостовик, 10—муфта Ольдгейма, 11—пружина.

закрыта пробкой. Воздух может проходить через клапан только в одном направлении.

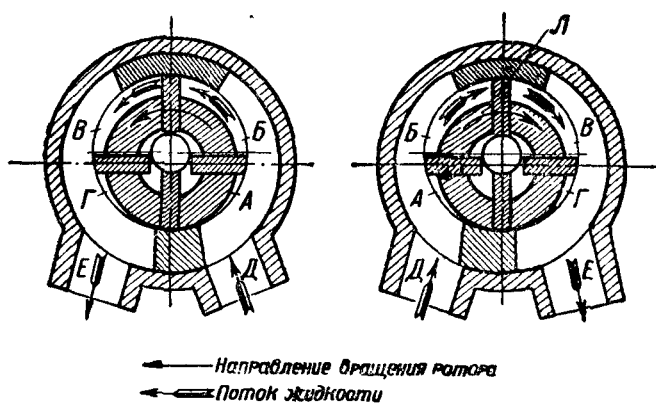
Источники питания системы автопилота. Чувствительная часть автопилота может работать как на давлении, так и на вакууме. При работе на давлении в качестве источника питания может быть использован нагнетатель авиационного двигателя или вакуумнасос АК-4 со стороны выхлопа; при работе на вакууме используется вакуумнасос АК-4 со стороны всасывания; описание вакуумнасоса АК-4 см. на стр. 412.

Для приведения в действие гидравлической системы используются масляные насосы МК-1, 38Р или МШ-3.

Масляный насос МК-1 (фиг. 385) состоит из корпуса 1, в который туго посажены два подпятника 2 и 3 со стаканом 4, заключенным между ними. Стакан и подпятник установлены на шпильки 5 и 6. Продольное перемещение их ограничивается гайкой 7.

Внутри стакана в роторе 8 имеются четыре лопасти Л (фиг. 386), ротор посажен эксцентрично и связан через муфту Ольдгейма 10 (см. фиг. 385) со шлицевым хвостовиком 9.

Внутренний объем стакана масляного насоса (фиг. 386) разделен на четыре части А, Б, В и Г. Если принять, что ротор вращается против часовой стрелки, то объемы А и Б увеличиваются, а объемы В и Г уменьшаются; масло будет засасываться в штуцер Д и выталкиваться в штуцер Е.



Фиг. 386. Схема работы масляного насоса.

Под действием увеличивающегося давления внутри камер В и Г масло стремится просочиться в зазор между ротором и подпятником. Средством, предохраняющим от просачивания масла, служит пружина 11 (см. фиг. 385), прижимающая муфту Ольдгейма к подпятнику, а также соединение объемов А и В с сальниковой частью насоса, где собирается просачивающееся масло.

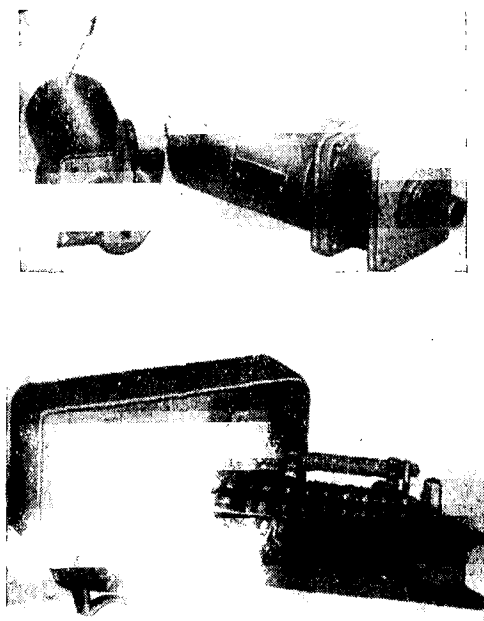
Соединительный канал должен обязательно выходить в камеру всасывания, иначе масло будет нагнетаться в сальниковую часть насоса и дальше, в картер авиационного двигателя. Таким образом каждый насос может работать только в одном направлении (правое или левое вращение), что является недостатком данной конструкции.

Насос приводится в действие через хвостовик от приводного валика авиационного двигателя и потребляет мощность около 1,5 л. с. Производительность насоса около 9 л в минуту при 2200 об/мин., давлении в нагнетающей магистрали 10 ат и разрежении на линии 250 мм рт. ст.

Механизмы дистанционного управления. К механизмам дистанционного управления (фиг. 387) относят-

ся: курсмотор, кнопка штурмана, кнопка летчика и распределительная коробка.

*Курсмотор* представляет собой небольшой шунтовой электромотор типа МУ-31, который имеет редуктор с передаточным отношением 1:150. При напряжении 26 В курсмотор дает на выходе редуктора 42 об/мин.



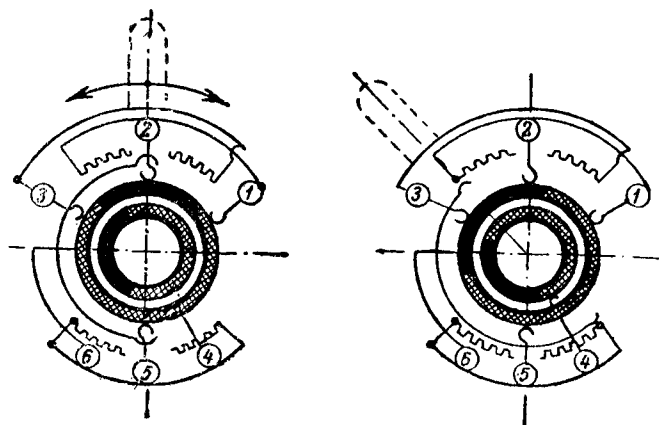
Фиг. 387. Механизмы дистанционного управления:

1—кнопка штурмана, 2—курсмотор, 3—кнопка летчика, 4—распределительная коробка.

*Кнопка штурмана* содержит группу контактов для реверсирования электромотора и реостат для изменения числа его оборотов. Реостат позволяет плавно менять число оборотов мотора. Число оборотов мотора зависит от величины угла, на который повернута ручка от нейтрального положения. Максимальная скорость разворота  $180^\circ$  в минуту, минимальная — около  $90^\circ$  в минуту. Для присоединения проводников отвертывают две гайки с задней стороны корпуса, снимают кожух и укрепляют концы проводников согласно номерам электрической схемы кнопки (фиг. 388) и распределительной коробки. Кнопка монтируется в любом месте, удобном для штурмана.

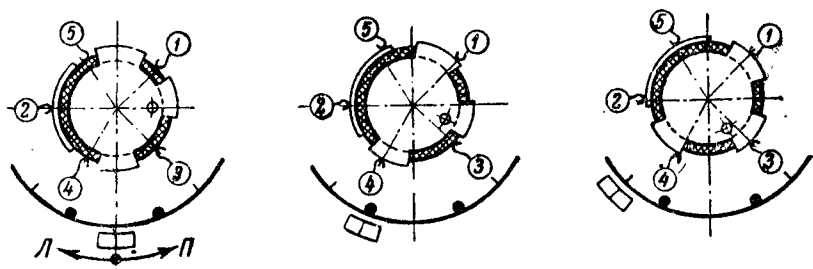
*Кнопка летчика* имеет группу контактов для реверсирования мотора. Кнопкой летчика можно осуществить разворот с двумя

различными скоростями 120 и 210° в минуту. Для скорости 120° в минуту положение ручки фиксировано, соответственно чему на кнопке имеются два фиксированных положения для левого и правого разворотов (отметки «Л» и «П»). Для того чтобы получить скорость 210° в минуту, достаточно повернуть ручку



Фиг. 388. Электрическая схема кнопки штурмана.

кнопки дальше за отметку «Л» или «П». Для присоединения проводников снимают кожух и соединяют концы проводников с клеммами кнопки согласно номерам клемм распределительной коробки и электросхеме кнопки летчика (фиг. 389). Кнопку



Фиг. 389. Электрическая схема кнопки летчика.

летчика монтируют на штурвале так, чтобы ею удобно было пользоваться.

*Распределительная коробка* содержит 11 клемм для соединения электрических элементов дистанционного управления и трех сопротивлений для регулирования скорости разворота. Коробка устанавливается в любом удобном месте.

## Основные характеристики автопилота АП-42

Предел работы прибора на высоте . . .	9000—10 000 м
Температурный интервал работы:	
а) чувствительной части . . . . .	от + 60 до — 35°С
б) гидравлического агрегата . . . . .	от + 60 до — 60°С
Угловые колебания самолета . . . . .	$\pm 0,5^\circ$ — $1^\circ$
При помощи автопилота можно совершать:	
а) кабрирование . . . . .	под углом до 35°
б) пикирование . . . . .	" " " 80°
в) вираж . . . . .	с углом " 55°
Скорость автоматического разворота:	
а) при управлении кнопкой штурмана . . . . .	от 90 до 180°/мин.
б) при управлении кнопкой летчика . . . . .	от 120 до 210°/мин.
Рабочее давление масла в гидросистеме . . . . .	7 — 11 кг/см <sup>2</sup>
Вакуум или наддув для питания гироскопа . . . . .	90 мм рт. ст.
Тяговое усилие рулевых машинок . . . . .	85 кг
Мощность, потребляемая автопилотом . . . . .	1,5 — 2 л. с.
Габариты чувствительной части, размещенной на приборной доске . . . . .	145 × 266 мм
Вес чувствительной части с монтажным кронштейном . . . . .	10,1 кг
Вес всей установки с проводкой и маслом . . . . .	около 30 кг

## § 60. Монтаж автопилота АП-42 на самолете

Надежность работы автопилота в воздухе в большой степени зависит от качества монтажа прибора на самолете. Целесообразное размещение агрегатов, правильность и тщательность всех соединений — основные факторы, определяющие надежность и безотказность прибора в работе, а также простоту в повседневном обслуживании его. Монтажная схема автопилота АП-42 приведена на фиг. 390.

Размещение агрегатов на самолете. Автомат курса и автомат поперечной и продольной стабилизации устанавливаются на направляющих салазках монтажного кронштейна и крепятся четырьмя болтами диаметром 5 мм.

Монтажный кронштейн устанавливается за приборной доской, по возможности в центральной верхней ее части, с таким расчетом, чтобы обеспечить летчику максимально удобную визуальную и механическую связь с автоматами, помещаемыми на кронштейне. Передняя плоскость автоматов располагается заподлицо с приборной доской.

Если монтажный кронштейн устанавливают на его амортизаторах, то между автоматами и приборной доской по всему периметру оставляют зазор не менее 6 мм для предохранения приборов от ударов о доску во время руления, взлета и посадки.

Нижние амортизаторы воспринимают полный вес кронштейна и приборов, поэтому они должны быть достаточно жесткими. Верхние амортизаторы являются только поддерживающими, поэтому они должны быть значительно эластичнее нижних. Отверстия для крепления верхних амортизаторов делаются овальными, что позволяет выравнивать передние плоскости автоматов относительно приборной доски. Для разгрузки верхних амортизаторов между ними и монтажным кронштейном ставят шайбы.

Монтажный кронштейн крепят к амортизированной доске жестко, без амортизаторов. В этом случае зазор между автоматами и доской можно делать значительно меньше — около 1 мм, чтобы только можно было вынуть автоматы.

При установке кронштейна следует предусмотреть возможность свободного доступа к его задней стенке для монтажа тросов обратной связи, гибких шлангов и электропроводки агрегатов дистанционного управления.

Монтажный кронштейн должен быть металлизирован согласно общим требованиям к металлизации самолетного оборудования.

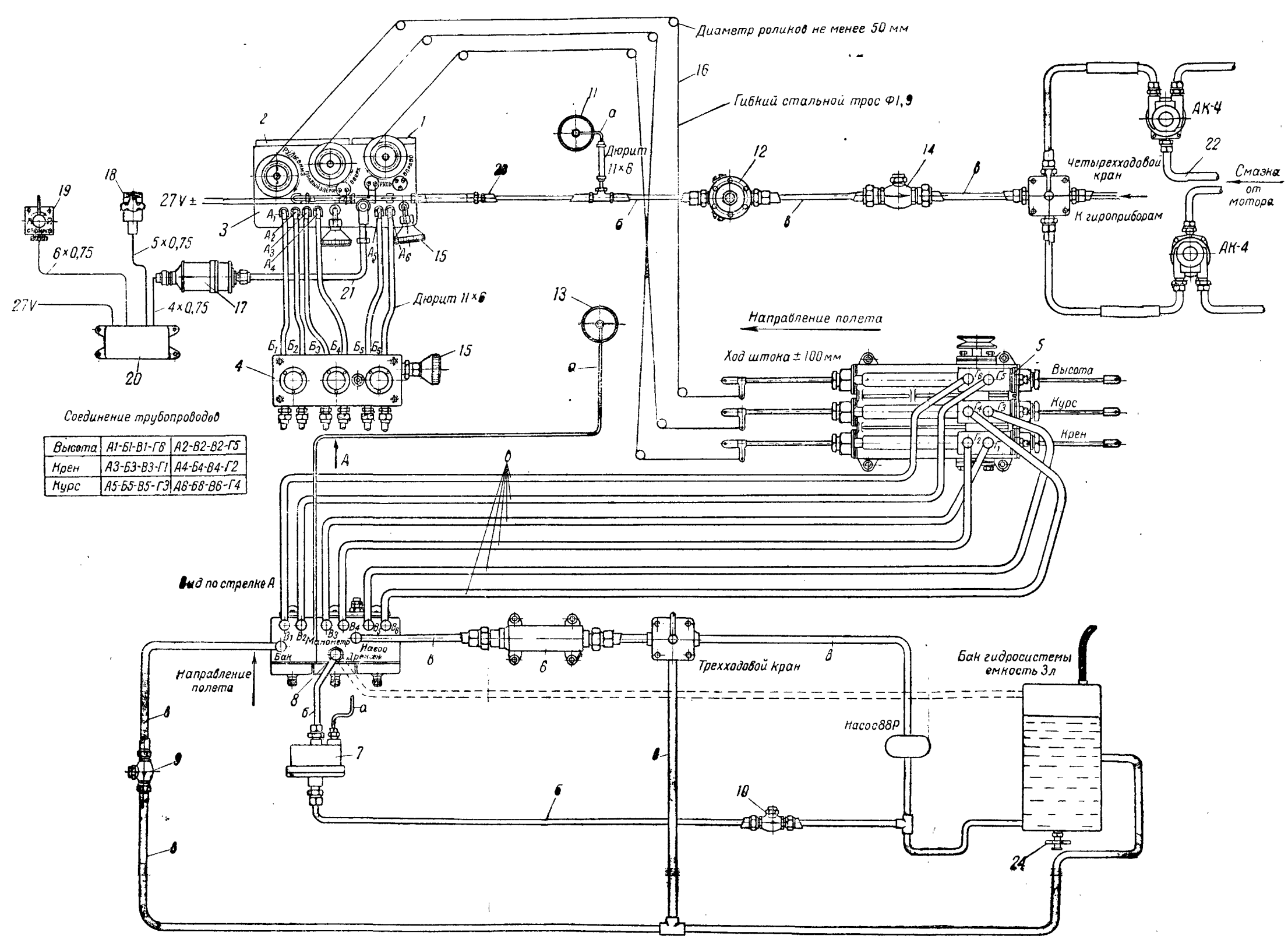
*Гидравлический агрегат* устанавливают позади монтажного кронштейна в горизонтальном положении (при положении самолета в линии полета), причем расстояние между монтажным кронштейном и гидроагрегатом должно быть минимальным. Следует предусмотреть возможность свободного доступа для разборки и осмотра золотников и реле, а также для регулирования редукционного клапана. Гидроагрегат монтируют жестко, без амортизаторов и для маслопроводки применяют алюминиевые трубы.

*Масляный фильтр* (см. фиг. 383) ставят в вертикальном положении так, чтобы грязь могла отстаиваться в его нижней части, и помещают в линию нагнетания масла вблизи от гидроагрегата.

Тип *рулевой машинки* и место ее установки на самолете всецело зависят от схемы управления самолетом.

Рулевые машинки следует устанавливать возможно ближе к гидроагрегату для уменьшения потерь в трубопроводах. Машинки можно устанавливать вертикально или горизонтально, но горизонтальная установка более желательна, так как в этом случае легче удалять воздух из цилиндров. Следует предусматривать возможность свободного доступа к машинкам для регулирования перепускных клапанов и замены сальников штоков и крана включения.

Желательно применять установку строенного блока, если возможно включить его в схему управления самолета, независимо от величины ходов тросов или тяг управления, так как это дает возможность значительно сократить общую длину трубо-

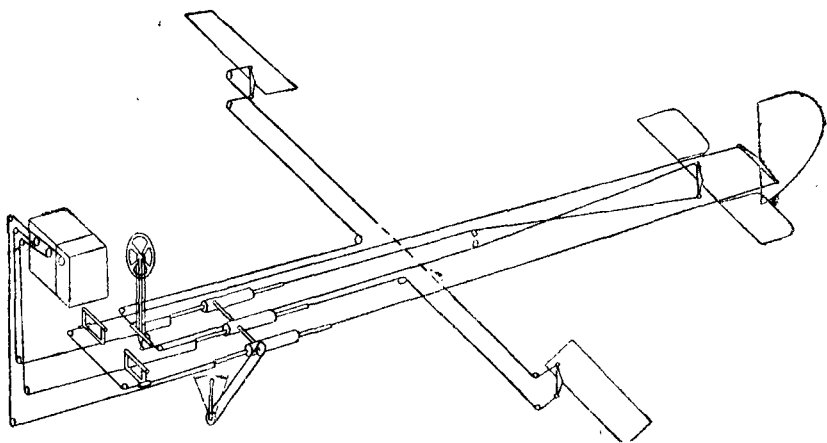


Фиг. 390. Монтажная схема автопилота АП-42:

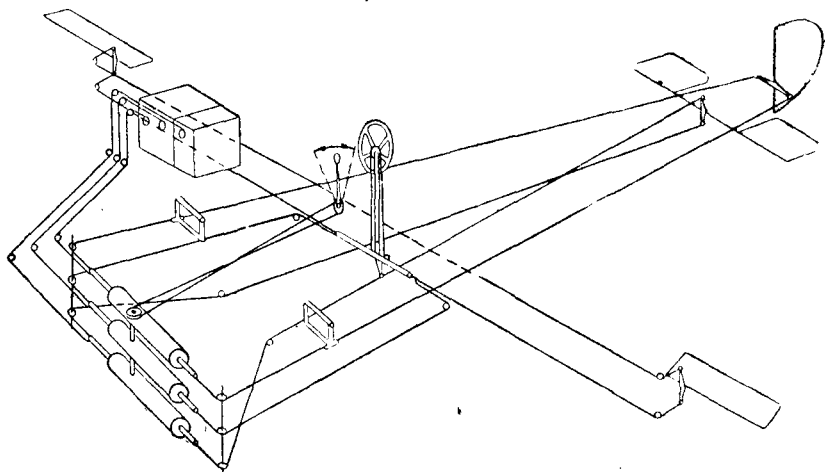
1—автомат курса, 2—автомат продольной и поперечной стабилизации, 3—монтажный кронштейн, 4—гидроагрегат, 5—рулевая машинка, 6—масляный фильтр, 7—дренажный бачок, 8—передаточный штуцер  $\frac{1}{4} \times \frac{1}{4}$ , 9—обратный клапан 12x10, 10—обратный клапан 10x8, 11—вакуумметр, 12—регулятор вакуума, 13—манометр масла, 14—обратный

клапан, 15—фильтры (3 шт.), 16—тросы обратной связи (3 шт.), 17—курсомотор, 18—кнопка азличка, 19—кнопка штурмана, 20—распределительная коробка, 21—гибкий вал, 22—гибкие шланги 8x6 (2 шт.), 23—гибкий шланг 10x8 (1 шт.), 24—сливная пробка. Размеры трубопроводов: а—6x4; б—10x8; в—12x8.

проводов. Рулевые машинки можно включить в систему управления самолетом *последовательно* (фиг. 391) к основным тросам управления или *параллельно* (фиг. 392) этим тросам, что



Фиг. 391. Схема последовательного включения рулевых машинок.



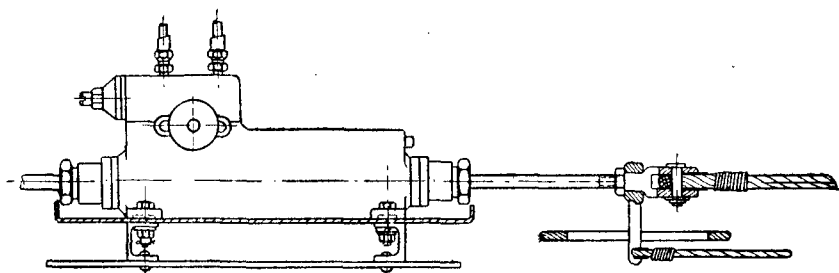
Фиг. 392. Схема параллельного включения рулевых машинок.

зависит от конструкции управления каждого типа самолета. Центры штоков рулевых машинок на участке включения в схему управления должны совпадать с центрами тросов или тяг; перекосы недопустимы.

Рулевая машинка должна быть прикреплена достаточно жестко к конструкции самолета с таким расчетом, чтобы она

могла выдерживать нагрузку порядка 250 кг. На фиг. 393 показан один из способов установки и крепления рулевой машинки. При любом способе установки рулевой машинки под нее необходимо ставить корыто для стока масла, просачивающегося сквозь манжеты сальников и предохранительные клапаны. Между лапками рулевой машинки и корытом прокладываются кожаные шайбы. Для стока масла из корыта делается отвод в специальный бачок или за борт самолета.

Масляный бак к комплекту автопилота не прилагается, а изготавливается на самолетостроительном заводе. Конфигура-



Фиг. 393. Установка и крепление рулевой машинки.

ция бака не имеет значения. При заполнении объема бака на  $\frac{3}{4}$  он должен вмещать  $\frac{3}{4}$  л масла. На линии всасывания ставят внутри бака сетчатый фильтр. Нужно предусмотреть отверстие для заливки масла и спуска из бака отработанного масла, а также возможность измерения количества масла. В верхней крышке бака следует предусмотреть отверстие с резьбой Бриггса  $\frac{1}{8}$ " для присоединения дренажной трубки, посредством которой внутренний объем бака сообщается с атмосферой.

Масляный бак рекомендуется устанавливать ниже гидроагрегата для обеспечения самотека дренажного масла, которое просачивается через золотники. Если по условиям монтажа этого сделать нельзя, то в дренажную линию включают дренажный бачок.

Наиболее вредное влияние на работу автопилота при низких температурах оказывает загустение масла в гидросистеме автопилота; для предохранения масла от загустения масляный бак ставят в теплом или обогреваемом месте. Лучше всего устанавливать его вблизи авиационного двигателя — на лонжероне, подкосах или противопожарной перегородке со стороны двигателя. Бак можно устанавливать также в кабине пилота, бортрадиста или в другом теплом месте.

Крепят масляный бак двумя кольцами жестко к конструкции самолета в вертикальном положении. Бак нельзя распола-

гать ниже, чем на 1 м от масляного насоса, так как иначе насос не сможет засосать масло из бака и гидросистема перестанет работать вследствие падения давления. Следует обеспечить свободный доступ к баку для доливания масла, наблюдения за его уровнем и слива отработанного масла.

*Дренажный бачок* устанавливают ниже гидроагрегата, но не далее 1 м от него, для обеспечения слива дренажного масла самотеком.

**Монтаж системы управления.** Для включения рулевой машинки в систему управления используют тросы, применяемые для силовой проводки самолета. Силовые тросы соединяются со штоками рулевой машинки при помощи специальных коушей, вплетаемых в концы тросов. Коуши с тросами вводятся в прорези наконечников штоков рулевых машинок и соединяются пальцами диаметром 10 мм, которые в свою очередь шплинтуются. При включении рулевой машинки в систему жесткого управления в наконечники штоков входят не коуши с тросами, а наконечники тяг с шариковыми подшипниками.

Перед заплеткой тросы загибаются при нейтральном положении рулей и средних положениях поршней рулевых машинок.

Вместо заплетки тросов применяется также завальцовка концов тросов в специальные наконечники, которые входят в наконечники штоков и соединяются пальцами.

При замере тросов руля высоты необходимо учесть, что при отклонениях от нейтрального до крайних положений руль высоты имеет неодинаковый ход. Поэтому при недостаточном запасе в ходе штока рулевой машинки среднему положению поршня должно соответствовать не нейтральное, а среднее положение руля относительно крайних точек. В конструкции самолета должны быть предусмотрены ограничители хода рулевого управления. Не следует пользоваться рулевой машинкой как ограничителем хода тросов или тяг управления.

**Монтаж обратной связи.** Обратная связь автопилота, как сказано выше, предназначена для ограничения отклонений рулей пропорционально отклонениям самолета. Монтаж системы обратной связи заключается в соединении гибким стальным тросиком роликов обратной связи каждой стабилизации с соответствующими роликами рулевой машинки. Таким образом подвижные коллекторы чувствительной части автопилота связываются с рулевой машинкой, а следовательно, и с рулями.

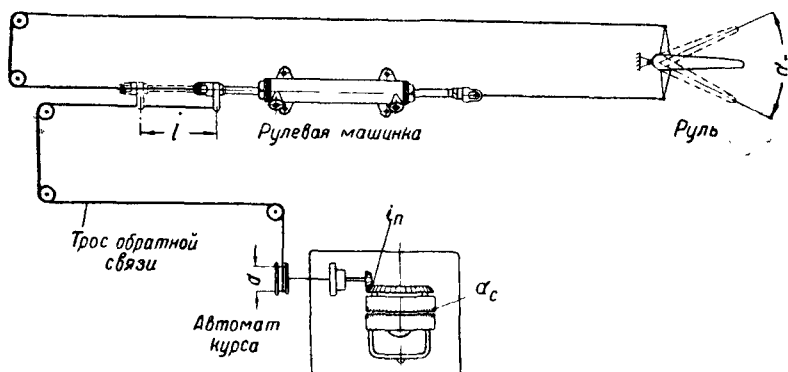
Обратная связь должна быть достаточно чувствительной, с тем чтобы малейшие отклонения рулей сказывались на откло-

нениях соответствующих индексов. Изменяя диаметр роликов обратной связи, можно повысить или понизить чувствительность обратной связи, так как от этого зависит передаточное отношение обратной связи.

Передаточным отношением обратной связи автопилота называется отношение угла отклонения руля к углу отклонения индекса обратной связи:

$$i = \frac{\alpha_p}{\alpha_c}. \quad (1)$$

Согласно исследованиям, проведенным в ЦАГИ, и на основании данных опыта эксплуатации минимальные затухающие колебания самолета при полете с включенным автопилотом до-



Фиг. 394. Кинематическая схема обратной связи:

$l$ —ход рулевой машинки в мм,  $d$ —диаметр роликов обратной связи в мм,  $i_n$ —передаточное отношение внутри прибора, равное  $1/4$  для всех трех стабилизаций.

стигаются при передаточных отношениях  $i=0,4-0,8$ , причем большие передаточные отношения следует брать для тяжелых самолетов, а меньшие — для легких самолетов, чувствительных к рулям управления; для большинства современных самолетов можно брать  $i=0,5-0,6$ .

На фиг. 394 изображена кинематическая схема передач от руля до индекса обратной связи курсовой стабилизации.

При ходе рулевой машинки  $l$  угол поворота индекса обратной связи

$$\alpha_c = \frac{l}{\pi d} 360 i_n. \quad (2)$$

Подставляя это значение  $\alpha_c$  в формулу (1), получим

$$i = \frac{\alpha_p \pi d}{360 i_n l}, \quad (3)$$

откуда диаметр ролика обратной связи

$$d = \frac{360i_{\pi}l}{\pi\alpha_p}. \quad (4)$$

Подставляя в формулу (4) значение постоянных величин

$$\frac{360i_{\pi}}{\pi} = 28,6,$$

окончательно получим диаметр ролика обратной связи для любого передаточного отношения:

$$d = 28,6i \frac{l}{\alpha_p}. \quad (5)$$

**Пример.** Желательно получить для смонтированного автопилота передаточное отношение  $i = 0,5$ . Полный ход рулевой машинки  $l = 176$  мм; угол поворота руля  $\alpha_p = \pm 30^\circ$ ;  $d = 28,6 \cdot 0,5 \frac{176}{60} = 42$  мм.

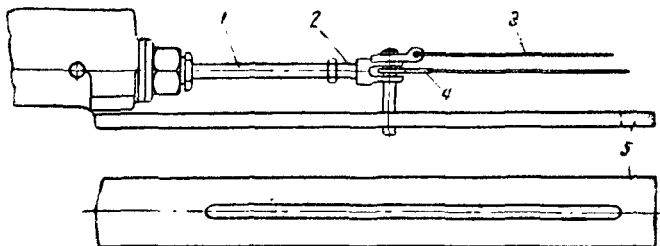
Для получения желаемого передаточного отношения в комплекте автопилота АП-42 предусмотрены ролики различных диаметров, а именно: 25, 28, 32, 35, 38, 42, 45, 50, 57 и 65 мм. Диаметр ролика, подходящий для данного типа самолета, окончательно устанавливается после проведения летных испытаний. От правильного выбора размеров роликов обратной связи зависит качество работы автопилота.

Тросы обратной связи, как правило, присоединяют к штокам рулевых машинок и только в исключительных случаях, когда прокладка троса от рулевой машинки до монтажного кронштейна очень затруднительна, допускается крепление троса к промежуточным качалкам или рычагам управления, находящимся вблизи монтажного кронштейна. Для монтажа обратной связи обычно применяется эластичный многожильный стальной трос диаметром 1,9—2 мм.

Для крепления тросов к штокам рулевой машинки на шейки наконечников штоков, ближайших к установочному кронштейну, надевают специальные серьги. Серьги должны свободно, но без люфтов, вращаться на шейках наконечников. Над штоками с серьгами устанавливают текстолитовую пластинку с прорезями, ширина которых соответствует толщине серег, а длина — ходу штока рулевой машинки. Серьги пропускают в эти прорези и пластинку жестко крепят к конструкции самолета. Пластинка служит направляющей для серег, предохраняя тросы обратной связи от скручивания с силовыми тросами. В отверстия серег пропускают коуши размером 2 мм и заплетают тросики. Один из вариантов направляющей для тросов обратной связи показан на фиг. 395.

Укрепленные указанным способом тросы подводят за приборную доску кратчайшим путем, избегая лишних изгибов и по возможности сокращая количество направляющих роликов.

Направляющие ролики для обратной связи имеют диаметр не менее 50 мм, изготавливаются из текстолита и вращаются на шариковых подшипниках. К установочному кронштейну ролики подводят слева или справа; подводка снизу или сверху не допускается, так как вертикальные смещения кронштейна на амортизаторах могут вызвать колебания самолета.



Фиг. 395. Направляющие для тросов обратной связи:

1—шток рулевой машинки, 2—серьга, 2—трос обратной связи, 4—трос управления, 5—направляющая планка.

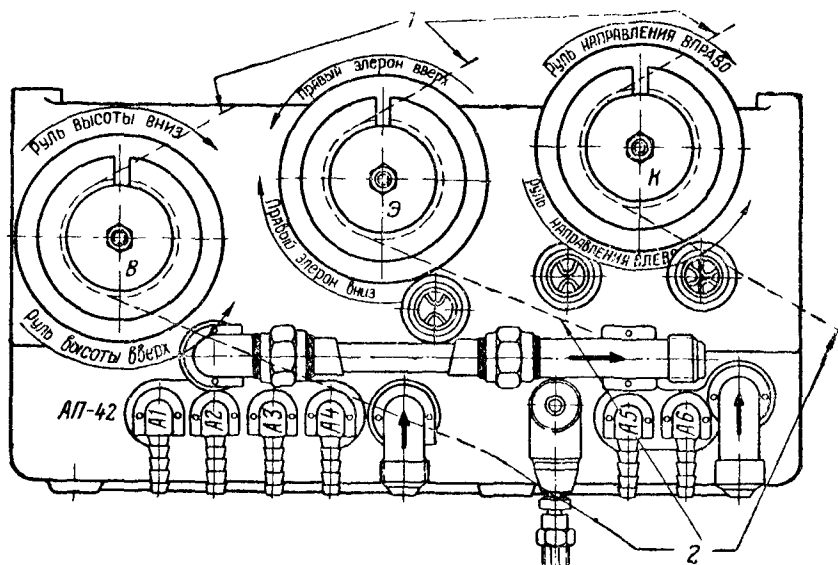
В роликах обратной связи имеются пружины, служащие для возвратного движения роликов. Пружины заводятся вправо или влево, что осуществляется простым поворачиванием их в ролике. Направление вращения роликов выбирается в зависимости от удобства монтажа, однако во всех случаях оно должно соответствовать указаниям фиг. 396.

Определив направление завода всех пружин и собрав в соответствии с этим ролики, устанавливают их на кронштейне. После сборки пружины роликов смазывают маслом МВП.

Для закрепления тросов обратной связи передвигают шток рулевой машинки в крайнее положение по направлению вращения ролика и заводят пружину ролика доотказа. Затем, отпустив ее на четверть оборота, заводят натянутый трос в вырез на ведущей части ролика. Отпустив гайку крепления ролика на оси, заламывают трос вокруг оси под гайкой. Вынув трос из выреза и отпустив ролик, заплетают на месте залом петлю по диаметру оси ролика. При заплетке делают не более двух пробинок, так как заплетка должна разместиться по внутренней выточке ролика, не заходя в вырез.

После заплетки окончательно соединяют тросик с соответствующим роликом; вновь перемещают руль так, чтобы трос с заплеткой ушел от кронштейна, доотказа заводят пружину и, введя конец троса в вырез ролика, надевают петлю на ось

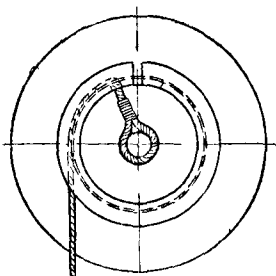
ролика (фиг. 397). Затем отпускают ролик, который, повернувшись на четверть оборота, должен натянуть трос. Поставив шайбу на ось ролика, затягивают гайку крепления.



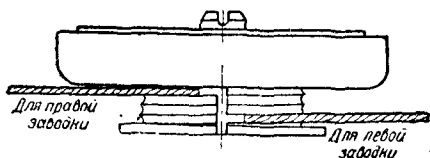
Фиг. 396. Схема соединения тросов на монтажном кронштейне:

*В*—ролик обратной связи руля высоты, *Э*—ролик обратной связи элеронов, *К*—ролик обратной связи руля направления;  
*1*—тросы обратной связи при роликах правого вращения, *2*—тросы обратной связи при роликах левого вращения.

Далее переключают руль в обратном направлении, причем пружина ролика должна выбирать слабинку троса и трос должен ложиться на нарезку ведущей части ролика без затирания или провисания. Для того, чтобы трос ложился на нарезку ведущей части ролика как при правой, так и при левой заводке пружины, вырез для заводки троса делается фигурным. В зависимости от направления заводки трос при намотывании на ролик движется от корпуса ролика к бортику или наоборот (фиг. 398).



Фиг. 397. Зарядка ролика обратной связи.



Фиг. 398. Правильное положение троса на ролике обратной связи.

Монтаж системы включения автопилота. Независимо от места расположения и способа установки рулевой машинки кран включения ее должен легко и надежно включаться или выключаться из кабины летчика. Рукоятку включения рекомендуется применять в виде рукояток секторов газа. Движению рукоятки вперед по полету соответствует положение крана «включено», а движению назад — положение «выключено»; включенное и выключенное положение рукоятки должно фиксироваться стопорами.

Если рулевая машинка монтируется вблизи летчика, ручку включения автопилота связывают жесткими тягами с краном включения на рулевой машинке. Если рулевая машинка установлена на значительном расстоянии от летчика, то ручку включения связывают с краном включения при помощи троса диаметром 2 мм. В этом случае на кран рулевой машинки ставят маховичок диаметром 50 мм или качалку.

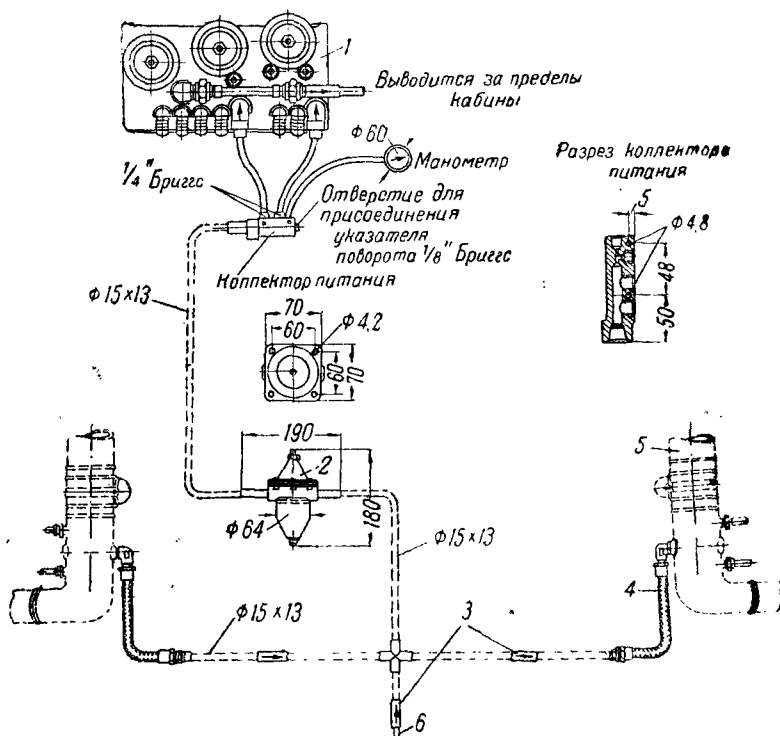
Одновременно с включением рулевой машинки желательно включать четырехходовой кран гидросистемы; для этого его связывают с ручкой автопилота.

Монтаж гидравлической системы. Схема гидравлической системы автопилота зависит от типа самолета и обычно выполняется в двух основных вариантах: гидросистема, обслуживающая только автопилот (см. фиг. 390), и гидросистема, обслуживающая, кроме автопилота, другие агрегаты самолета (выпуск шасси, закрылков, тормоза и т. д.).

В настоящее время рекомендуется применять гидросистему первого варианта, т. е. с отдельным масляным баком автопилота.

После окончания монтажа всю гидравлическую систему промывают следующим образом. Вместо насоса, установленного на авиационном двигателе, приключают насос установки для наземных испытаний автопилота, состоящий из помпы и электродвигателя. Залив масляный бак обезвоженным керосином, включают четырехходовой кран гидросистемы и автопилот; затем включают насос и устанавливают давление в системе около 3—4 кг/см<sup>2</sup>. При помощи резиновой груши поочередно давление в реле гидроагрегата и несколько раз отключают в обе стороны доотказа все рули, выдерживая их по 1—2 мин. в крайних положениях. Отключив насос и слив керосин из бака, тщательно промывают фильтр. После этого разъединяют трубопроводы, ведущие к рулевым машинкам, и, перемещая рычаги управления, выгоняют керосин из цилиндров рулевых машинок. Разъединив гидроагрегат с трубопроводом, подходящим к отверстию с надписью «Бак», сливают керосин и проверяют отсутствие течи во всех соединениях. Затем соединяют все трубопроводы и заливают в бак масло.

**Монтаж пневматической системы.** Монтаж пневматической системы автопилота выполняется в соответствии с указаниями по монтажу гироскопических приборов (см. главу девятую, § 56).



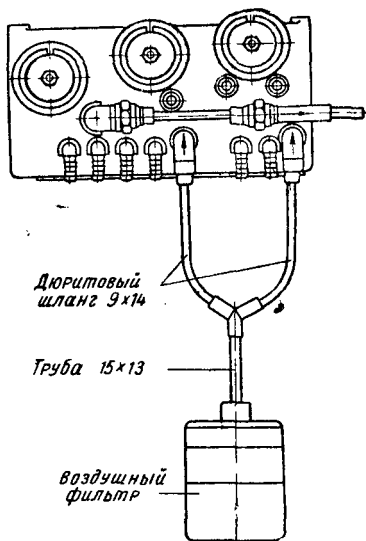
Фиг. 399. Схема питания гироскопических агрегатов АП-42 от нагнетателей моторов авиационных двигателей:

1—монтажный кронштейн, 2—регулятор давления воздуха, 3—обратные штуцеры, 4—диюртовый шланг, 5—коллектор нагнетателя авиационного двигателя, 6—штуцер для испытания от наземной установки.

Чувствительная часть автопилота АП-42 может работать как на вакууме, так и на давлении. Выбор схемы питания зависит главным образом от типа примененного авиационного двигателя. На самолетах с двигателями жидкостного охлаждения питание осуществляется от нагнетателя двигателя согласно схеме фиг. 399. На самолетах с двигателями воздушного охлаждения применяют вакуумное питание от вакуумнасоса АК-4 согласно схеме фиг. 390. При использовании вакуумнасоса АК-4 для компрессивного питания в схему приходится вводить допол-

нительные сепараторы и фильтры для очистки воздуха от масла, что усложняет монтаж и эксплуатацию прибора и все же не гарантирует полной очистки воздуха от паров масла, загрязняющих прибор.

Так как монтажный кронштейн АП-42 устанавливается на амортизаторах, то в местах перехода от алюминиевых труб к кронштейну ставят дюритовые шланги. Кронштейн соединяется



Фиг. 400. Групповой воздушный фильтр.

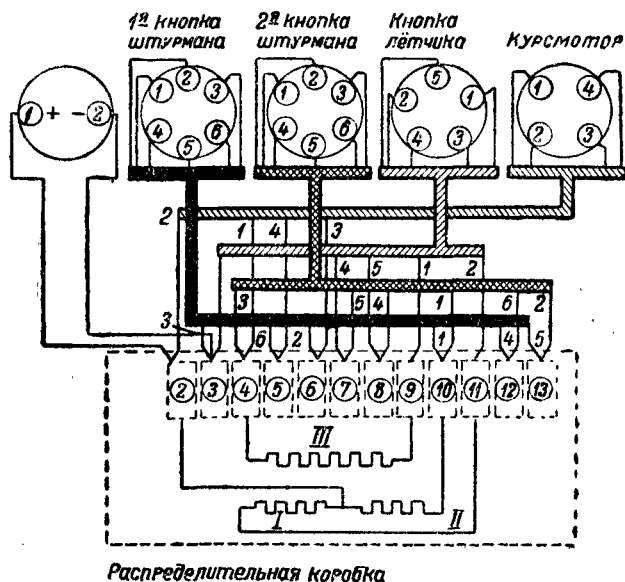
с пневмореле гидроагрегата также дюритовыми шлангами. Шланги проводят без резких перегибов так, чтобы не ухудшить амортизации кронштейна.

В случае вакуумного питания применяются либо два индивидуальных воздушных фильтра, навертываемых на штуцеры кронштейна, либо один групповой фильтр (фиг. 400).

Монтаж электрической схемы. Для освещения прибора ток подводится от бортовой сети к двум штепселям, находящимся на задней стенке монтажного кронштейна (см. фиг. 377).

Концы проводов припаиваются к вилкам. Для монтажа применяются провода марки ЛПРГС сечением  $0,75 \text{ мм}^2$ , заключенные в экранирующую оплетку. Освещение включается общим тумблером освещения приборной доски.

Дистанционное управление курсомотором осуществляется кнопкой летчика и кнопкой штурмана (фиг. 401). Кнопка летчика устанавливается на штурвале управления, а кнопка штурмана — в месте, удобном для пользования ею при работе с прицелом.



Фиг. 401. Электрическая монтажная схема дистанционного управления.

## § 61. Испытания автопилота АП-42

Проверка монтажа. Ввиду того что автопилот связан с управлением самолета и упущения при монтаже могут повлечь за собой аварию самолета, испытание в воздухе можно проводить только после тщательной проверки автопилота на земле.

При проверке системы управления особое внимание обращают на легкость хода рычагов управления и надежность всех соединений. Проверяют правильность установки направляющих роликов и наличие упоров в тросах или тягах управления. Следует убедиться в отсутствии изгибающих усилий на штоках рулевой машинки, так как они вызывают течь масла из сальников.

Правильность работы обратной связи проверяют таким образом. Отклоняют правую педаль от себя, причем катушка обратной связи автомата курса должна двигаться влево. При

отклонении штурвала от себя индекс обратной связи продольной стабилизации идет вверх. При повороте штурвала вправо индекс обратной связи поперечной стабилизации идет вправо. Достаточная чувствительность обратной связи характеризуется тем, что при самом незначительном смещении рычагов управления индексы обратной связи приходят в движение.

Все ролики должны вращаться плавно и не иметь затираний. Все пружины роликов обратной связи должны быть смазаны, так как сухие пружины не обеспечивают плавного вращения роликов.

Натяжение тросов правильно, если при крайнем положении штока рулевой машинки, когда пружина ролика заведена, ролик может повернуться еще на четверть оборота. Тросы не должны провисать или закручиваться.

При контроле системы включения автопилота проверяют плавность перемещения ручки включения из одного крайнего положения в другое без затираний.

При проверке гидравлической и воздушной систем убеждаются, что монтаж произведен правильно по монтажной схеме для данного самолета, и проверяют надежность соединений и крепления всех трубопроводов, а также отсутствие резких перегибов у дюритовых шлангов.

Правильность монтажа электрических цепей автопилота проверяют, включив бортовой аккумулятор; при этом должны зажигаться лампочки освещения приборов.

Если монтаж дистанционного управления курсомотора выполнен правильно, то при повороте вправо (влево) кнопки летчика или кнопки штурмана верхняя картушка автомата курса идет также вправо (влево).

Блокировка кнопки летчика работает правильно, если при повороте кнопки штурмана влево (вправо) и одновременном повороте кнопки летчика вправо (влево) верхняя картушка не меняет направления и скорости вращения.

Включив радиокоррекцию, по контрольным блинкерам убеждаются в ее работе и в том, что подаваемый ею сигнал соответствует нужному направлению изменения курса.

Испытания после монтажа. Наземное испытание автопилота производится до выпуска самолета на аэродром, обычно там же, где производился монтаж.

Автопилот приводится в действие от передвижной установки, состоящей из масляного бака и двух электромоторов мощностью 0,25 квт (или бензинового двигателя типа АК-60), приводящих во вращение масляный насос МК-1 (или МШ-3) и вакуумный насос АК-4. Насосы соединяются с соответствующими магистралями автопилота посредством дюритовых шлангов или трубопроводов.

Перед испытанием заливают масляный бак маслом МВП или Велосит и, включив электромоторы передвижной установки, регулятором вакуума (или давления воздуха) устанавливают разрежение (или давление) по манометру 90 мм рт. ст., а регулятором давления масла на гидроагрегате устанавливают давление масла, рекомендуемое для данного типа самолета.

Затем удаляют воздух из гидравлической системы, для чего ставят рычаги управления самолетом в нейтральное положение, совмещают индексы и включают автопилот. Посредством кнопок управления несколько раз отклоняют рули и элероны в обе стороны доотказа, выдерживая их 20—30 сек. в крайних положениях, для того чтобы дать возможность воздуху выйти в масляный бак. Пробуют вручную небольшими усилиями переместить рычаги управления в обе стороны. Если они перемещаются, оказывая упругое сопротивление, и одновременно с ними перемещаются индексы обратной связи, то это указывает на присутствие воздуха в цилиндрах рулевых машинок. Упругость тросов управления не вызывает движения индексов. Если воздух в цилиндрах еще остался, то повторяют описанную выше операцию.

Нажимая поочередно на педали и поворачивая штурвал, убеждаются в возможности пересиливания автопилота. В случае необходимости производят регулирование перепускных клапанов рулевых машинок. Поставив нейтрально рычаги управления и разарретировав гироскоп курса, совмещают индексы обратной системы и включают автопилот. Все три управления должны остаться в нейтральном положении. Если рычаги управления имеют незатухающие колебания, разрешается увеличить натяжение пружин золотников в гидроагрегате.

Вращая кнопки управления, проверяют соответствие отклонения рулей направлению вращению кнопок («спуск — подъем», «крен», «поворот»).

Проверяют скорость движения рулевых машинок в обе стороны, для чего выключают автопилот и переключивают элероны влево доотказа. После этого включают автопилот и засекают время возвращения штурвала в нейтральное положение. Затем проделывают то же самое, отклоняя элероны вправо. Разница во времени возвращения штурвала в нейтральное положение не должна отличаться больше чем на 25%.

Проводят такое же испытание для рулей направления и высоты. Руль высоты может двигаться вниз несколько быстрее, так как ему помогает его вес.

После всех описанных проверок отключают установку для наземных испытаний, присоединяют соответствующие магистрали к насосам, установленным на авиационных двигателях, и заливают масляный бак автопилота маслом до  $\frac{3}{4}$  его объема.

После этого следует проверить отсутствие течи в соединениях гидравлической системы.

Испытания автопилота перед полетом. Испытания автопилота на аэродроме перед полетом обычно совмещаются с опробованием двигателей самолета.

Во время испытаний убеждаются в отсутствии воздуха в рулевых машинках, поступая, как указано на стр. 488. Проверяют давление воздуха (или вакуум) и масла по манометру. При числе оборотов двигателя, равном 1000 об/мин., манометр воздуха должен показывать 60—70 мм рт. ст.; при числе оборотов двигателя, соответствующем крейсерской скорости, давление воздуха должно быть 90—100 мм рт. ст. Давление масла в гидросистеме при 1000 об/мин. авиационного двигателя должно быть 4—6 кг/см<sup>2</sup>.

Совместив индексы обратной связи и разарретировав гироскоп курса, включают автопилот и сообщают авиационному двигателю крейсерскую скорость. При этом манометр должен показывать давление, рекомендованное для данного типа самолета (9—11 кг/см<sup>2</sup>).

Затем проверяют работу автопилота, вращая кнопки управления. При этом рули должны двигаться в направлении, соответствующем повороту кнопки; проверяют работу дистанционного управления от кнопки летчика и штурмана; проверяют также отсутствие незатухающих колебаний у рычагов управления.

Необходимо также проверить количество масла в баке и убедиться в возможности пересиливания включенного автопилота штурвалом и ножными педалями.

Испытания в полете. К испытаниям в полете приступают только в том случае, если испытания на земле перед полетом дали хорошие результаты.

Перед взлетом разарретируют гироскоп курса и, набрав высоту около 600 м, проверяют правильность работы гироскопических агрегатов автопилота как обыкновенных пилотажных приборов — гиropolукомпаса и авиагоризонта. Проверить давление воздуха и масла и отрегулировав триммеры так, чтобы снять нагрузку с органов управления, совмещают индексы обратной связи с отметками на шкалах гироскопов, вращая кнопки управления. После этого включают автопилот, не бросая рычагов управления до тех пор, пока не почувствуется, что автопилот «взял» управление.

При правильно подобранном передаточном отношении обратной связи самолет летит без заметных колебаний, причем штурвал и педали не должны иметь непрерывных колебаний.

Если наблюдаются резкие незатухающие колебания самолета вокруг одной или сразу вокруг двух-трех осей вслед-

ствие чрезмерного отклонения рулей, это значит, что передаточное отношение обратной связи слишком велико. Для уменьшения передаточного отношения нужно уменьшить ролик обратной связи на монтажном кронштейне у той стабилизации, где наблюдаются колебания. Если наблюдаются вялые непрерывные колебания самолета вследствие малых отклонений рулей, это значит, что передаточное отношение обратной связи мало. Для увеличения передаточного отношения нужно увеличить диаметр ролика обратной связи на кронштейне.

В итоге регулирования всех трех управлений самолет не должен иметь рысканий и колебаний, превышающих  $\pm 1^\circ$  от заданного положения, а также периодических колебаний органов управления. Амплитуда вибрации не должна превышать 0,1 мм, что замеряется виброметром или вибрографом на кронштейне с гироагрегатами.

Для проверки работы автопилота при малых оборотах авиационного двигателя уменьшают обороты двигателя примерно до 1000 об/мин. и, переводя самолет на планирование, наблюдают за работой автопилота, который при этом должен работать нормально.

Продолжая уменьшать обороты двигателя, отмечают, когда управление начинает работать вяло.

Для испытания автопилота на виражах накрывают самолет на  $15-20^\circ$ , вращая кнопку крана в желаемом направлении и одновременно вращая кнопку поворота так, чтобы шарик указателя положения оставался в центре. Если при этом самолет слегка задирает или опускает нос, необходимо выравнять его, поворачивая кнопку «подъем — спуск». Разворот осуществляют на  $360^\circ$  в ту и другую сторону.

После летных испытаний осматривают автопилот, проверяя натяжение тросов, прочность их крепления, отсутствие затирания в тросах обратной связи и отсутствие течи в соединениях гидросистемы. Осматривают также масляный фильтр и в случае необходимости промывают его.

## § 62. Эксплуатация автопилота АП-42

Осмотр автопилота перед полетом. Перед каждым полетом летчик должен убедиться в исправности автопилота; во время опробования авиационного двигателя следует проверять давление воздуха и масла, работу индексов обратной связи, а также отсутствие воздуха в цилиндрах рулевой машинки.

Пользование автопилотом в полете. Перед включением автопилота летчик регулирует триммеры самолета так, чтобы снять нагрузку с органов управления, и проверяет давление воздуха и масла, затем, вращая кнопки управления,

совмещает индексы обратной связи с отметками на шкалах гироскопа. После этого медленно включают автопилот, не бросая ручного управления до тех пор, пока не почувствуется, что автопилот «взял» управление.

Пользуясь автопилотом, можно выполнять полет по заданному курсу, подъем, планирование и виражи.

Дистанционное управление позволяет штурману самому выводить самолет на цель, а летчику совершать автоматические развороты.

Во время полета по заданному курсу периодически, через 15—20 мин., проверяют курс самолета по магнитному компасу и в случае ухода самолета возвращают его на заданный курс, вращая кнопку «поворот» в соответствующую сторону, или же пользуются кнопкой дистанционного управления.

При необходимости изменить первоначально установленный курс самолета медленно вращают кнопку «поворот» до выхода самолета на новый курс.

Для выполнения виража наклоняют самолет кнопкой «крен» на желаемый угол и немедленно начинают вращать кнопку «поворот» или включают кнопку летчика дистанционного управления. Шарик указателя скольжения при этом должен находиться в центре. Если во время выполнения виража самолет имеет тенденцию снижаться или набирать высоту, то выправляют положение самолета кнопкой «высота».

Для вывода самолета из виража прекращают вращение кнопки «поворот» и выравнивают самолет при помощи кнопки «крен».

Для перевода самолета на планирование предварительно уменьшают обороты авиационного двигателя, а затем вращают кнопку «высота» в направлении, показанном кнопкой «С» (спуск), до наклона самолета на нужный угол.

Для перевода самолета на подъем предварительно увеличивают обороты авиационного двигателя, а затем вращают кнопку «высота» в направлении, показанном стрелкой «П» (подъем) до тех пор, пока самолет не займет нужного для подъема положения.

Спирали выполняются при одновременном выполнении виража и планирования, как описано выше.

Необходимо помнить, что автопилот всегда можно пересилить ручным управлением, не выключая его, так как рулевые машинки снабжены перепускными клапанами. При этом требуются усилия, примерно в два раза большие, чем усилия, необходимые для обычного управления самолетом.

Уход за автопилотом. Гироскопические агрегаты не требуют особого ухода, кроме периодической смазки трущихся поверхностей коллекторов обратной связи. Для этого отвинчи-

вают масленки, находящиеся снаружи прибора, и впускают в них несколько капель чистого масла Велосит или МВП.

Маховички и кнопки управления должны свободно вращаться без заеданий.

Смазку внутренних механизмов — доступных осей, подшипников и шестерен — может производить только опытный механик в ремонтной мастерской.

Пружины обратной связи, подшипники и передача от курсомотора должны быть всегда смазаны маслом.

Следует содержать в чистоте масляный и воздушный фильтры и периодически прочищать и промывать их.

Масляные золотники являются одним из самых ответственных узлов автопилота: необходимо следить за тем, чтобы они двигались без заеданий. Для проверки снимают колпачок реле на гидроагрегате и пальцем надавливают на шток. Он должен свободно переместиться и возвратиться на свое место. В случае обнаружения затираний снимают реле, вынимают и промывают золотник.

Рулевые машинки периодически осматривают, проверяют, нет ли течи в сальниках, и проверяют свободу вращения кранов включения.

После длительного полета осматривают соединения гидросистемы, устраняют течи, осматривают тросовую проводку и проверяют прочность крепления агрегатов.

Через каждые 50 час. работы авиационного двигателя промывают масляный фильтр и заменяют масло, если оно стало темного цвета; прочищают или меняют воздушный фильтр. Заполняют также масленки маслом и, проверив возможность пересиливания автопилота, в случае надобности регулируют перепускные клапаны. Осматривают золотники и обратную связь.

После 250 час. работы авиационного двигателя снимают гироскопические агрегаты, перебирают их в ремонтной мастерской и проверяют по техническим условиям. Перебирают и проверяют масляный и воздушный насосы.

После 500 час. работы авиационного двигателя перебирают в ремонтной мастерской рулевые машинки, гидроагрегат и дренажный бачок.

### § 63. Автопилот АП-45

Автопилот АП-45 (фиг. 402) представляет собой модернизацию автопилота АП-42. В принципиальную схему и конструкцию автопилота АП-42 внесен ряд изменений, облегчающих сборку и регулирование прибора и улучшающих его эксплуатационно-пилотажные качества. В автопилоте АП-45 введен регулятор чувствительности и регулятор перепада давления в

чувствительной части. Автопилот АП-45 имеет новую конструкцию гироскопических узлов автомата поперечной и продольной стабилизации и автомата курса.

Принципиальная схема автопилота АП-45. На фиг. 403 изображена принципиальная схема поперечной стабилизации автопилота АП-45.

В гироскопический агрегат 1 подается сжатый воздух, который приводит во вращение ротор гироскопа 2 и поступает в



Фиг. 402. Автопилот АП-45.

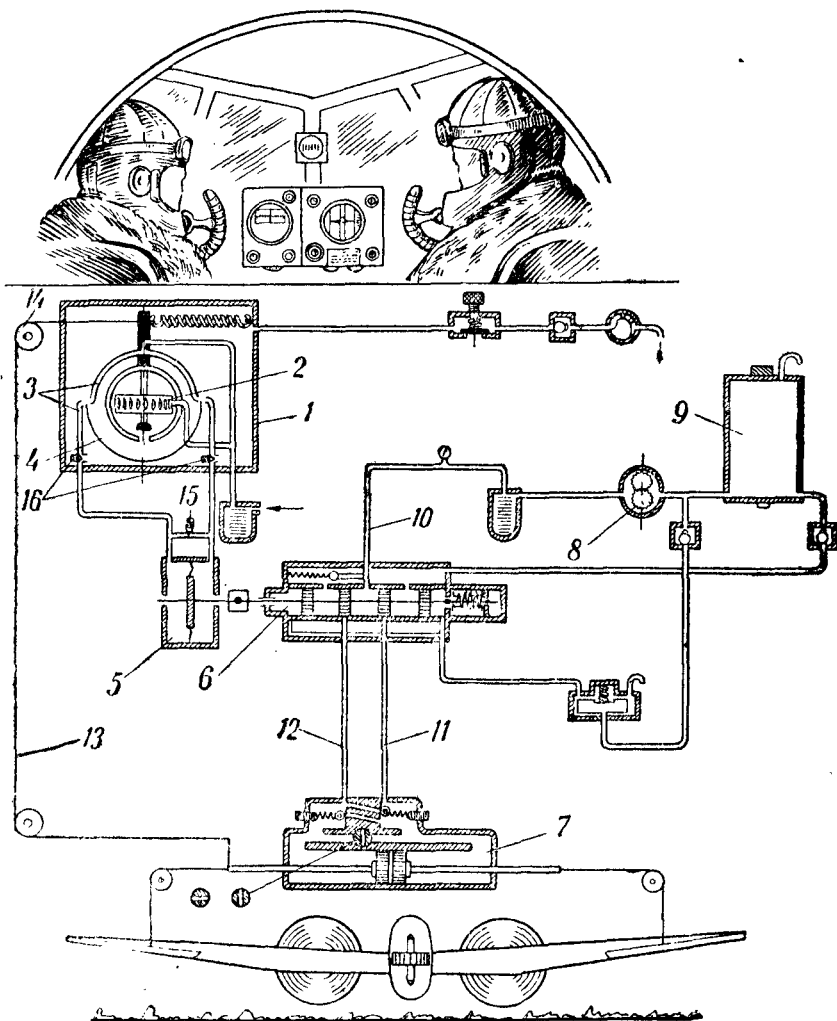
1—автомат курса, 2—автомат поперечной и продольной стабилизации, 3—кулачки регулятора чувствительности, 4—индексы регуляторов.

сопла коллектора 3. Сопла перекрываются заслонкой 4, связанной с гироскопом.

При горизонтальном полете корпус гироскопа и связанный с ним распределительный коллектор находятся в горизонтальном положении и сопла одинаково перекрыты заслонкой гироскопа. В этом случае давление в приемных соплах коллектора и в камерах пневмореле 5, связанного с коллектором трубопроводами, будет одинаковым, т. е. перепад давления в пневматическом реле будет равен нулю и мембрана реле будет занимать нейтральное положение.

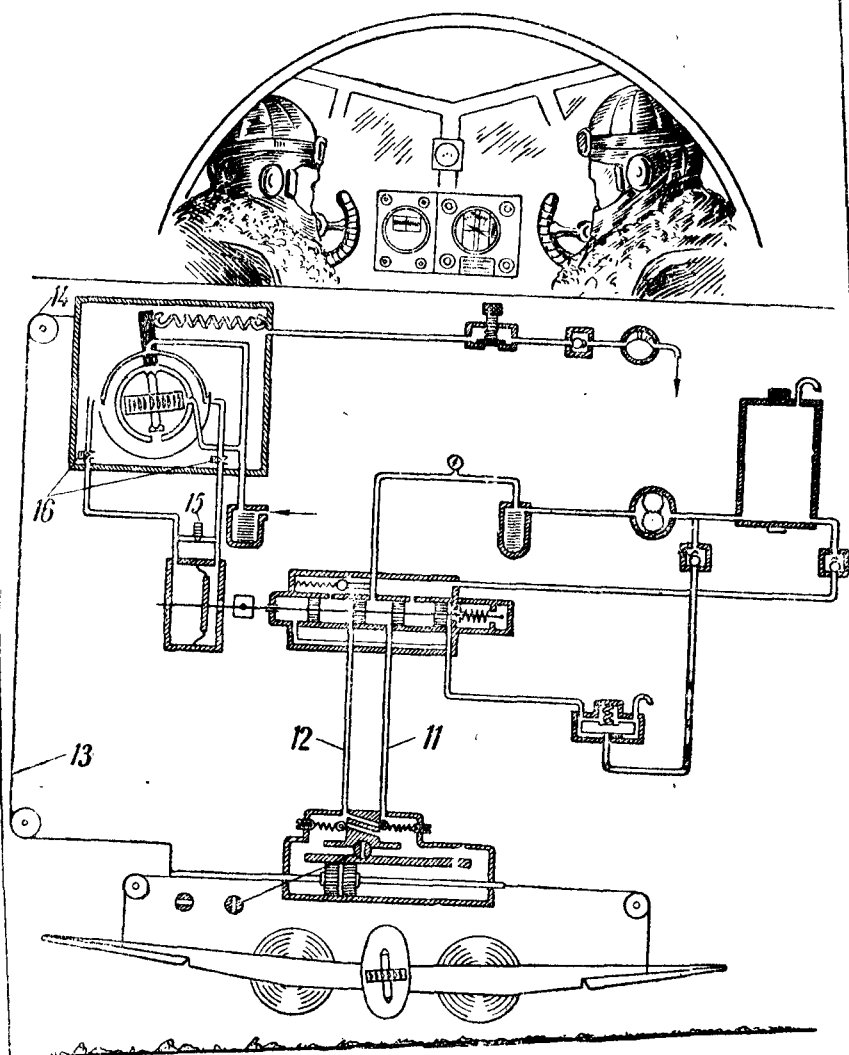
Шток масляного золотника 6 полностью закрывает отверстия, ведущие к цилиндру рулевой машинки 7, и масло в него не поступает. Масло из бака 9 засасывается насосом 8 и по трубопроводу 10 нагнетается в среднюю часть золотника.

Если самолет под действием аэродинамических сил займет положение, изображенное на фиг. 404, т. е. будет иметь пра-



Фиг. 403. Принципиальная схема поперечной стабилизации автопилота АП-45:

1—гиросагрегат, 2—ротор гироскопа, 3—сопла коллектора, 4—заслонка, 5—пневмореле, 6—масляный золотник, 7—рулевая машинка, 8—насос, 9—масляный бак, 10, 11, 12—трубопровод, 13—трос обратной связи, 14—ролик, 15—регулятор чувствительности, 16—регулятор перепада давления.



Фиг. 404. Схема работы поперечной стабилизации автопилота АП-45.

вый крен, то вместе с самолетом повернется корпус гироскопа, и сопла будут перекрыты уже неодинаково — левое сопло откроется, а правое будет прикрыто. При этом давление в правой части камеры реле уменьшится, а в левой — увеличится. Другими словами, пневмореле получит перепад давления, под действием которого мембрана прогнется вправо, увлекая за собой шток золотника и открывая отверстие, ведущее к цилиндру рулевой машинки. Масло, находящееся под давлением в средней части золотника, устремится по трубопроводу 11 в правую камеру цилиндра рулевой машинки 7. Из левой камеры масло будет выталкиваться по трубопроводу 12 через золотник в масляный бак.

Для согласования величины отклонения руля (в рассматриваемом случае — элеронов) с отклонением самолета и для приведения отклоненных элеронов в нейтральное положение по мере возвращения самолета к исходному нейтральному положению служит обратная связь. Трос обратной связи 13 присоединен к штоку рулевой машинки и идет к ролику 14 на корпусе гироагрегата. Ролик 14 поворачивает на соответствующий угол коллектор с соплами.

При движении штока ролик 14 будет смещать коллектор относительно корпуса гироагрегата, левое сопло пойдет вниз, а правое — вверх. Движение штока будет продолжаться до тех пор, пока сопла не перекроются заслонкой одинаково, иначе говоря, пока реле и шток золотника не займут нейтрального положения.

Так как под действием отклоненного руля самолет продолжает возвращаться в нейтральное положение, то сопла, опередившие движение корпуса, перейдут за нейтральное положение, что вызовет движение поршня в обратную сторону и приведет элероны в нейтральное положение к моменту выхода самолета в горизонтальное положение (см. § 58. Автопилот АП-42).

В отличие от автопилота АП-42 в схему автопилота АП-45 введены регулятор чувствительности 15 и регулятор перепада давления 16. Регуляторы перепада давления служат для регулирования максимального перепада давления, создаваемого распределительным коллектором. Это позволяет при сборке прибора регулировать перепад давления на соплах с точностью до 2 мм рт. ст. Последнее обстоятельство делает гироагрегаты полностью взаимозаменяемыми при эксплуатации автопилота на самолете, без дополнительного регулирования всего комплекта.

Регулятор чувствительности стабилизации 15 служит для регулирования режима работы автопилота в полете самим летчиком в зависимости от состояния погоды и режима полета.

Регулятор чувствительности стабилизации представляет собой регулируемую дюзу, введенную параллельно полостям реле.

Все выше сказанное в равной степени относится к курсовой и продольной стабилизациям, работающим по такой же схеме.

Конструкция регулятора чувствительности представлена на фиг. 405. В передней части монтажного кронштейна установлен кулачок 1 с прорезью, сделанной по архимедовой спирали, при помощи которой перемещается игла 2. На одном конце иглы имеется палец 3, входящий в прорезь кулачка, другой конец снабжен специальной канавкой и плотно входит во втулку 4 колодочки 5. Втулка колодочки имеет отверстие — дюзу, соединяющую между собой воздушные каналы, которые идут от распределительного коллектора чувствительной части к пневмореле. Это отверстие перекрывается канавкой иглы в зависимости от положения кулачка. Кулачок имеет шесть делений от 1 до 6 и две риски крайних положений; левая риска соответствует полному закрытию, правая — полному открытию дюзы.

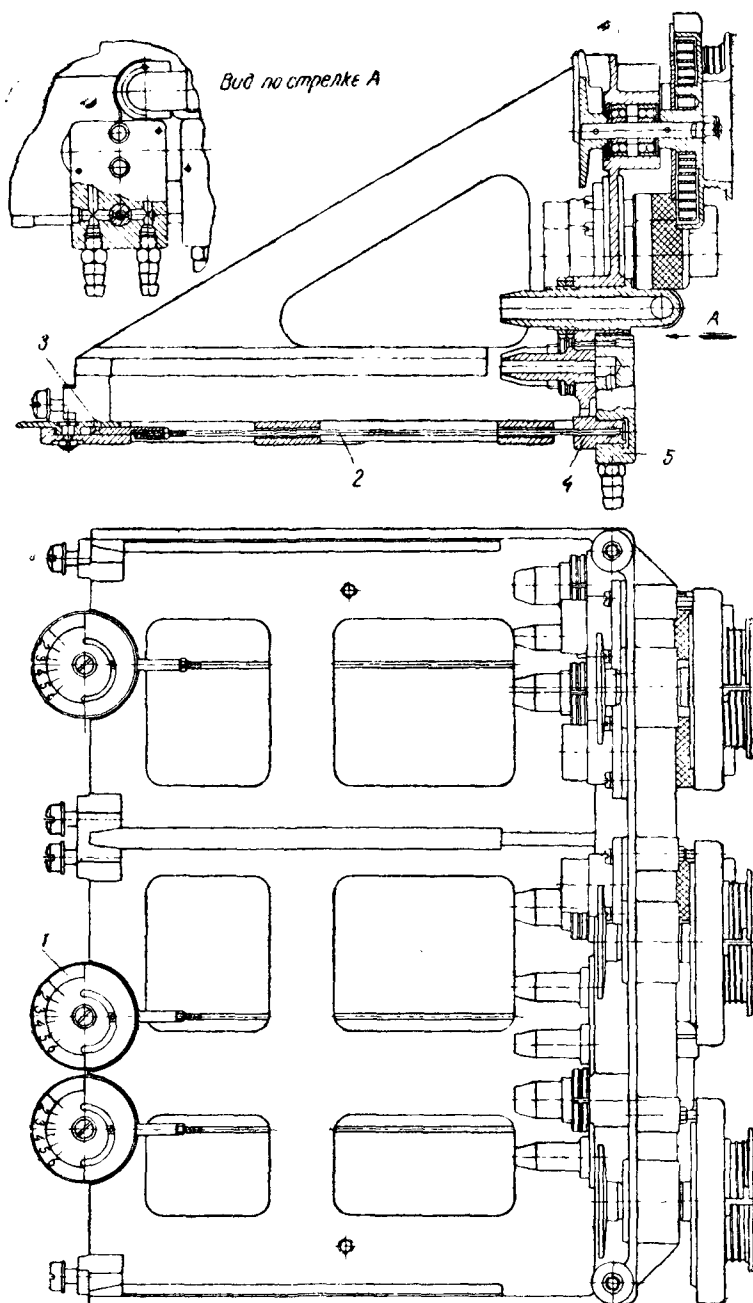
На монтажном кронштейне установлено три таких регулятора чувствительности, т. е. чувствительность каждой стабилизации (курс, крен и высота) регулируется в полете самостоятельно. У каждого кулачка на лицевой стороне чувствительной части, внизу, имеются индексы, относительно которых устанавливаются деления кулачков в полете.

Конструкция гиروزла автомата курса АП-45. Гиروزел автомата курса АП-45 отличается по конструкции от гиروزла АП-42, во-первых, увеличенным размером ротора, в связи с чем его момент инерции возрастает с  $1,05 \text{ гсмсек}^2$  до  $1,67 \text{ гсмсек}^2$  и, во-вторых, тем, что все оси гиروزла (как ротора, так и кардана) имеют шариковую опору (фиг. 406, вкл. стр. 500).

Введение ротора с увеличенным кинетическим моментом значительно облегчает сборку и регулирование прибора и делает ГПК более устойчивым и надежным в эксплуатации.

Введение шариковой опоры в конструкции гиروزла автомата курса облегчает ремонт приборов на ремонтных базах, так как при этом отпадает необходимость иметь в наличии набор дорогостоящих и точных осей. Вместе с введением в подпятник шариковой опоры изменилась конструкция подпятника. В конструкции предусмотрена возможность замены подпятника без вскрытия корпуса прибора. Это позволяет быстро подобрать необходимое трение в вертикальной оси путем замены одного подпятника другим.

Конструкция гиروزла автомата поперечной и продольной стабилизации АП-45. Гиروزел автомата поперечной и продольной стабилизации АП-45



Фиг. 405. Монтажный кронштейн АП-45 и регуляторы чувствительности:

1—кулачок с прорезью, 2—игла, 3—палец, 4—втулка, 5—колодка с фазой.

(фиг. 407, вкл. стр. 501) отличается по конструкции от гиروزла АП-42 тем, что все оси кардана и оси ротора имеют шариковую опору. В связи с этим дана новая конструкция машинки для установки указателя кренов. Улучшена также конструкция некоторых отдельных деталей прибора, и втулка заслонки продольной стабилизации подвешена на шариковой опоре.

**Монтаж и эксплуатация АП-45.** Все указания по монтажу и эксплуатации автопилота АП-42 остаются в силе для автопилота АП-45.

## § 64. Проблема электрического автопилота

Описанные в этой книге автопилоты АП-42 и АП-45 являются по роду питания *пневмогидравлическими автопилотами*. Чувствительная часть в этих автопилотах получает питание от вакуума или от давления воздуха, а силовой привод работает при помощи масла, подаваемого в рулевые машинки под определенным давлением.

Развитие авиационной электротехники и введение на самолете электрических авиаприборов не могло не оказать влияния и на автопилот. Появление электрического дистанционного компаса вызвало необходимость разработки для автопилота схемы электрической коррекции курсового гироскопа, а разработка электрогироскопов дала возможность поставить в чувствительную часть автопилота гиромоторы, приводимые во вращение электрическим током. Сравнительная легкость передачи сигналов по проводам заставила конструкторов отрабатывать все новые и новые элементы автопилотов, работающих от электросети. В результате в настоящее время уже созданы и установлены на самолетах *электрические автопилоты*, не требующие для своей работы ни воздуха, ни гидравлики. Работа этих автопилотов не зависит от высоты полета.

Работа автопилота типа АП-42 основана на том, что чувствительный элемент дает сигнал, пропорциональный величине угла отклонения самолета от курса; сигнал управляет рулевой машинкой, а механическая связь рулевой машинки с чувствительным элементом выполняет роль обратной связи. Электричество позволяет значительно проще выполнить схему обратной связи в виде электрического сигнала, поступающего от рулевой машинки. В электрическом автопилоте применение несложных и небольших по объему дифференцирующих устройств позволяет ввести в формулу регулирования зависимость величины переключивания рулей не только от угла отклонения самолета, но и от скорости этого отклонения и даже от ускорения.

В современных электрических автопилотах используются новейшие достижения техники. В схемах автопилотов нашли широкое применение электронные усилители, магнитные усилители, электрические дифференцирующие и интегрирующие устройства, устройства для синхронной передачи угла и т. д. В некоторых новейших электрических автопилотах применены в качестве компаса устройства без магнитной стрелки, работающие на индукционном принципе и дающие переменные токи, амплитуда или фаза которых зависит от курса самолета.

Все сказанное выше позволяет утверждать, что электрические автопилоты в ближайшее время вытеснят с самолета все остальные типы автопилотов и надолго завоюют прочное место на самолете.

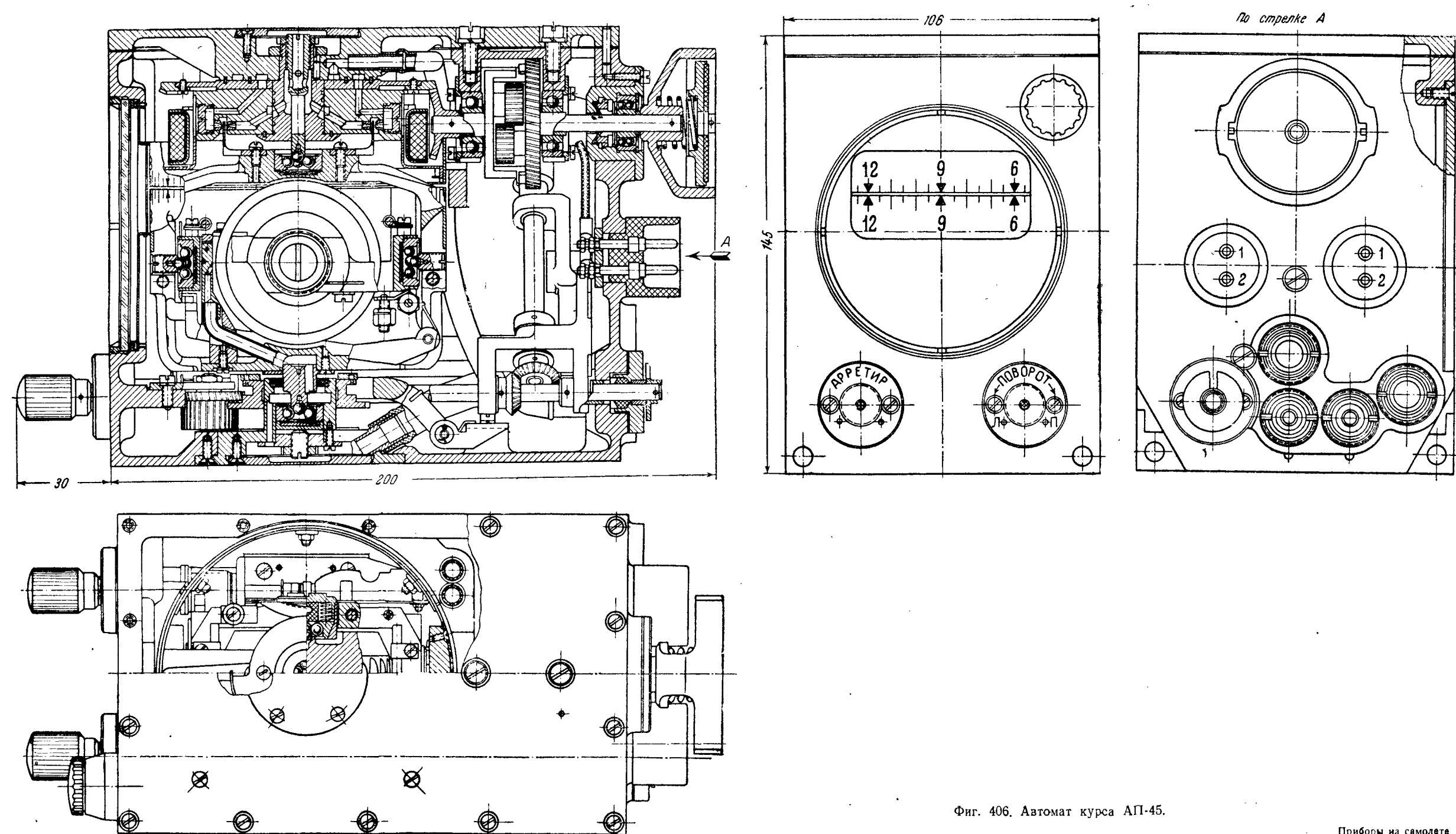
### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Если проследить в хронологической последовательности изменения в конструкциях авиационных приборов, то станет очевидным, что на смену механическим и пневматическим приборам приходят приборы электрические.

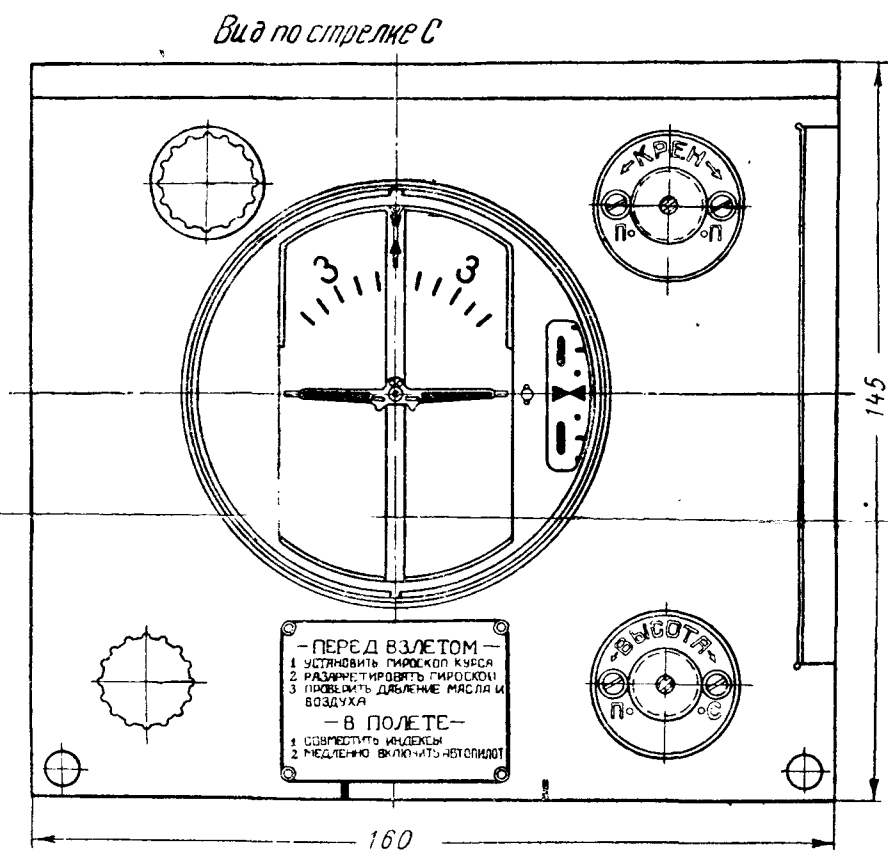
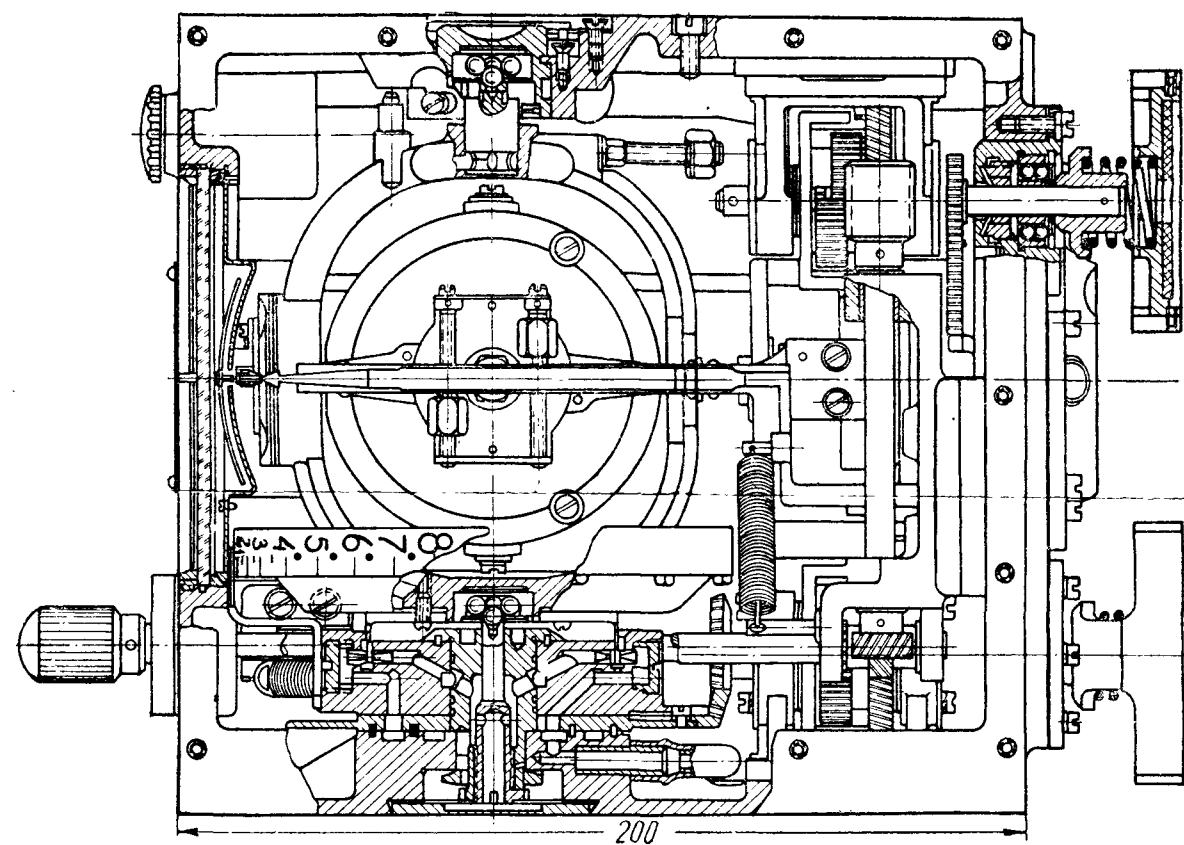
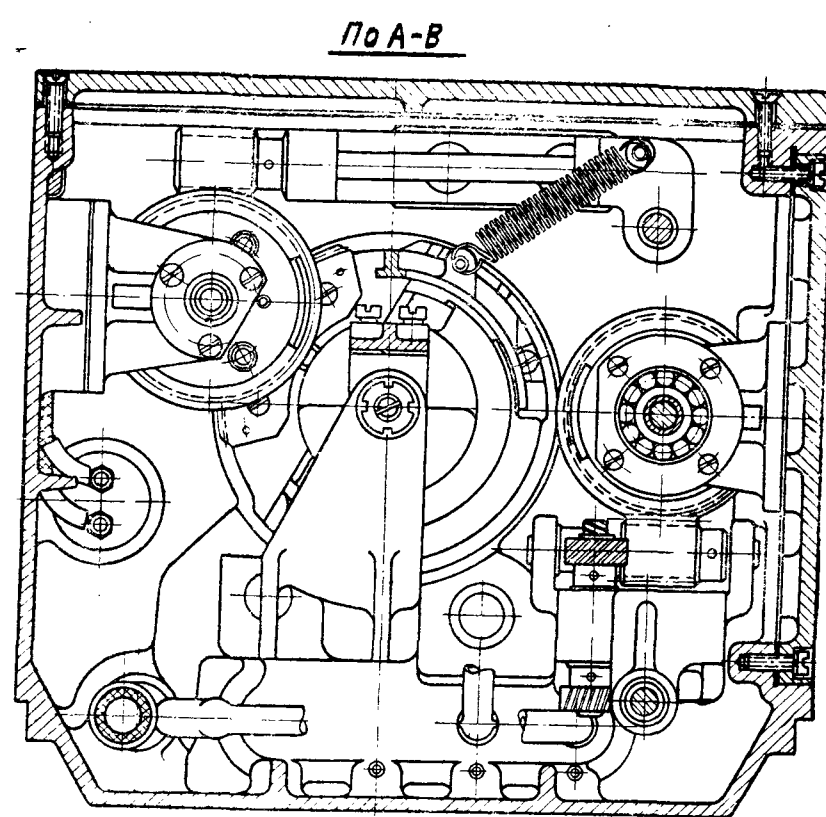
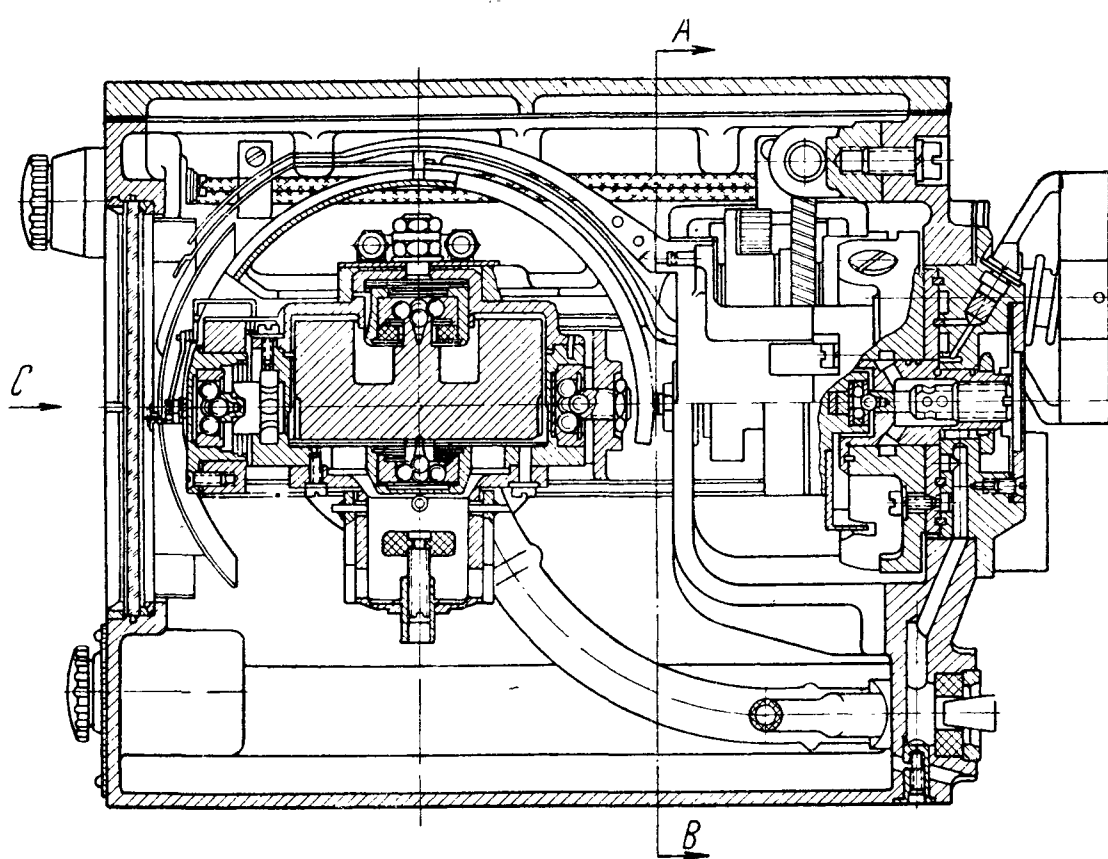
Еще лет 10—15 назад были попытки создать электрические приборы и даже электрические автопилоты. Но в то время не были достаточно отработаны ни электрические дистанционные системы передачи угла, ни элементы электрооборудования самолета. В период появления первых типов электрических авиационных приборов и электрических автопилотов электрические источники питания на самолете (генератор, аккумуляторы и т. д.) были еще очень маломощными и ненадежными. В то же время источник вакуумного питания (трубки Вентури) вполне обеспечивал приведение в действие гироскопических приборов во время полета. Пневматический гироскоп и гидравлическая рулевая машинка работали значительно надежнее, чем динамомашинка и хрупкий электромотор. Воздух и масло были понятнее и доступнее электрического тока.

Но размеры самолетов увеличиваются, все более возрастает мощность авиационного двигателя, появляется много новых агрегатов, управлять которыми без электрического привода и дистанционной связи затруднительно. Расстояние от авиационного двигателя до приборной доски стало измеряться многими метрами, появились авиационные приборы, в которых датчик и указатель связаны электрической дистанционной передачей.

Электротехники создали хороший самолетный генератор и ряд электрических дистанционных приборов — термометры сопротивления, термомолары, электрические дистанционные манометры, тахометры, газоанализаторы и др.



Фиг. 406. Автомат курса АП-45.



Фиг. 407. Автомат поперечной и продольной стабилизации АР-45.

Разработка дистанционного магнитного компаса Патин с остроумно выполненной системой передачи угла, работающей на постоянном токе, явилась толчком к появлению целой серии приборов с потенциметрическими датчиками, вплоть до сложных автоматических систем управления самолетом.

В настоящее время во всех странах мира электрические авиационные приборы завоевали прочное и почетное место на приборной доске самолета, и конструкция этих приборов непрерывно совершенствуется и улучшается.

Новейшие достижения электротехники и в особенности радиотехники открывают широкие перспективы дальнейшего развития авиационного приборостроения.

Нет сомнения, что наступит время, когда все процессы полета будут полностью автоматизированы, а техника приборостроения станет одной из ведущих отраслей авиационной промышленности. Непрерывное совершенствование конструкций авиационных приборов, смелое новаторство при конструировании новых образцов — вот основная задача наших приборостроителей.

---

## ЛИТЕРАТУРА

Антипов, Майоров, Косарев. Гироскопические авиационные приборы. Редиздат Аэрофлота, 1940.

Курс теории авиадвигателей. Под ред. Митницкого. Воениздат, 1941.

Ольман, Соловьев, Токарев. Автопилоты. Оборонгиз, 1946.

Павлов. Основы конструирования гироскопических приборов. Оборонгиз, 1946.

Ратц. Аэронавигационное оборудование самолетов. Оборонгиз, 1941.

Теория, расчет и конструирование электроизмерительных приборов. Под ред. Пономарева. Ленинград, 1943.

Торгман, Кудрявцев, Сергеев, Горшков. Учебник по аэронавигации. Воениздат, 1943.



Приложение 1

Аэродинамическая таблица для скоростей до 1 000 км/час

Скорость км/час	Динамическое давление (мм вод. ст.)		Динамическое давление (мм рт. ст.)		Скорость м/сек
	при 4°	при 20°	при 0°	при 20°	
1	2	3	4	5	6
0	0	0	0	0	0
5	0,1	0,1	0,01	0,01	1,39
10	0,5	0,5	0,04	0,04	2,78
15	1,1	1,1	0,08	0,08	4,17
20	1,9	1,9	0,14	0,14	5,56
25	3,0	3,0	0,22	0,22	6,94
30	4,3	4,3	0,32	0,32	8,33
35	5,9	5,9	0,44	0,44	9,72
40	7,7	7,7	0,57	0,57	11,11
45	9,8	9,8	0,72	0,72	12,50
50	12,1	12,1	0,89	0,89	13,89
55	14,6	14,6	1,07	1,07	15,28
60	17,4	17,4	1,28	1,28	16,67
65	20,4	20,4	1,50	1,50	18,06
70	23,7	23,7	1,74	1,75	19,44
75	27,2	27,2	2,00	2,01	20,83
80	30,9	30,9	2,27	2,28	22,22
85	34,9	34,9	2,57	2,58	23,61
90	39,1	39,2	2,88	2,89	25,00
95	43,6	43,7	3,21	3,22	26,39
100	48,3	48,4	3,55	3,56	27,78
105	53,3	53,4	3,92	3,93	29,17
110	58,5	58,6	4,30	4,32	30,56

Продолжение

Скорость км/час	Динамическое давление (мм вод. ст.)		Динамическое давление (мм рт. ст.)		Скорость м/сек
	при 4°	при 20°	при 0°	при 20°	
1	2	3	4	5	6
115	63,9	64,0	4,70	4,72	31,94
120	69,6	69,7	5,12	5,14	33,33
125	75,6	75,7	5,56	5,58	34,72
130	81,7	81,9	6,01	6,03	36,11
135	88,1	88,3	6,48	6,51	37,50
140	94,8	95,0	6,97	7,00	38,89
145	101,7	101,9	7,48	7,51	40,28
150	108,9	109,1	8,01	8,04	41,67
155	116,3	116,5	8,55	8,58	43,06
160	124,0	124,2	9,12	9,15	44,44
165	131,9	132,1	9,70	9,73	45,83
170	140,0	140,2	10,30	10,34	47,22
175	148,5	148,7	10,92	10,96	48,61
180	157,1	157,3	11,55	11,59	50,00
185	166,0	166,2	12,21	12,25	51,39
190	175,1	175,4	12,88	12,93	52,78
195	184,5	184,8	13,77	13,82	54,17
200	194,1	194,5	14,28	14,33	55,56
205	204,0	204,4	15,01	15,06	56,94
210	214,2	214,2	15,75	15,81	58,33
215	224,6	225,0	16,52	16,58	59,72
220	235,2	235,7	17,30	17,37	61,11
225	246,1	246,6	18,11	18,18	62,50
230	257,3	257,8	18,93	19,00	63,89
235	268,7	269,2	19,76	19,84	65,28
240	280,4	280,9	20,62	20,70	66,67

Продолжение

Скорость км/час	Динамическое давление (мм вод. ст.)		Динамическое давление (мм рт. ст.)		Скорость м/сек
	при 4°	при 20°	при 0°	при 20°	
1	2	3	4	5	6
245	292,3	292,8	21,50	21,58	68,06
250	304,5	305,0	22,40	22,48	69,44
255	316,9	317,5	23,31	24,40	70,83
260	329,6	330,2	24,24	24,33	72,22
265	342,6	343,2	25,20	25,29	73,61
270	355,8	356,4	26,17	26,26	75,00
275	369,2	369,9	27,16	27,26	76,39
280	383,0	383,7	28,17	28,27	77,78
285	396,9	397,6	29,19	29,30	79,17
290	411,2	411,9	30,24	30,35	80,56
295	425,7	426,5	31,31	31,43	81,94
300	440,5	441,3	32,40	32,52	83,33
305	455,5	456,3	33,50	33,63	84,72
310	470,8	471,6	34,63	34,76	86,11
315	486,4	487,2	35,77	35,90	87,50
320	502,2	503,1	36,94	37,07	88,89
325	518,3	519,2	38,12	38,26	90,28
330	534,6	535,6	39,33	39,47	91,67
335	551,2	552,2	40,55	40,69	93,06
340	568,2	569,2	41,79	41,94	94,44
345	585,3	586,4	43,05	43,21	95,83
350	602,8	603,9	44,34	44,50	97,22
355	620,5	621,6	45,64	45,80	98,61
360	638,5	639,6	46,96	47,13	100,00
365	656,7	657,9	48,30	48,48	101,39
370	675,2	676,4	49,67	49,85	102,78

## Продолжение

Скорость км/час	Динамическое давление (мм вод. ст.)		Динамическое давление (мм рт. ст.)		Скорость м/сек
	при 4°	при 20°	при 0°	при 20°	
1	2	3	4	5	6
375	694,0	695,3	51,05	51,24	104,17
380	713,1	714,4	52,45	52,64	105,56
385	732,5	733,8	53,88	54,07	106,94
390	752,1	753,4	55,32	55,52	108,33
395	772,0	773,4	56,79	56,99	109,72
400	792,2	793,6	58,27	58,48	111,11
405	812,7	814,1	59,78	59,99	112,50
410	833,4	834,9	61,30	61,52	113,89
415	854,5	856,0	62,85	63,08	115,28
420	875,8	877,3	64,42	64,65	116,67
425	897,4	899,0	66,01	66,25	118,06
430	919,3	920,9	67,62	67,86	119,44
435	941,5	943,1	69,25	69,50	120,83
440	964,0	965,7	70,90	71,16	122,22
445	986,7	988,4	72,57	72,84	123,61
450	1009,7	1011,5	74,27	74,54	125,00
455	1033,1	1034,9	75,99	76,26	126,39
460	1056,7	1058,6	77,72	78,00	127,78
465	1080,6	1082,5	79,48	79,77	129,17
470	1104,8	1106,8	81,26	81,56	130,56
475	1129,3	1131,3	83,07	83,37	131,94
480	1154,2	1156,2	84,89	85,20	133,33
485	1179,3	1181,4	86,74	87,05	134,72
490	1204,7	1206,8	88,61	88,93	136,11
495	1230,6	1232,6	90,50	90,83	137,50
500	1256,4	1258,7	92,41	92,75	138,89

Продолжение

Скорость км/час	Динамическое давление (мм вод. ст.)		Динамическое давление (мм рт. ст.)		Скорость м/сек
	при 4°	при 20°	при 0°	при 20°	
1	2	3	4	5	6
510	1309,3	1311,7	96,31	96,66	141,67
520	1363,5	1366,0	100,29	100,66	144,44
530	1418,9	1421,4	104,37	104,75	147,22
540	1475,5	1478,1	108,53	108,92	150,00
550	1533,5	1536,2	112,79	113,20	152,78
560	1592,7	1595,5	117,15	117,57	155,56
570	1653,1	1656,0	121,59	122,03	158,33
580	1714,9	1717,9	126,14	126,60	161,11
590	1778,0	1781,1	130,78	131,25	163,89
600	1842,4	1845,6	135,51	136,00	166,67
610	1908,1	1911,4	140,35	140,86	169,44
620	1975,1	1978,6	145,28	145,81	172,22
630	2043,6	2047,2	150,31	150,86	175,00
640	2113,4	2117,1	155,44	156,01	177,78
650	2184,5	2188,4	160,68	161,26	180,56
660	2257,1	2261,1	166,02	166,62	183,33
670	2331,1	2335,2	171,46	172,08	186,11
680	2406,5	2410,8	177,01	177,65	188,89
690	2483,4	2487,8	182,67	183,33	191,67
700	2561,8	2566,3	188,43	189,11	194,44
710	2641,6	2646,2	194,30	195,00	197,22
720	2722,9	2727,7	200,28	201,00	200,00
730	2805,7	2810,6	206,37	207,12	202,78
740	2890,0	2895,1	212,57	213,34	205,56
750	2975,9	2981,2	218,89	219,68	208,33
760	3063,3	3068,7	225,32	226,14	211,11

Продолжение

Скорость км/час	Динамическое давление (мм вод. ст.)		Динамическое давление (мм рт. ст.)		Скорость м/сек
	при 4°	при 20°	при 0°	при 20°	
1	2	3	4	5	6
770	3152,3	3157,9	231,86	232,71	213,89
780	3242,9	3248,7	238,53	239,40	216,67
790	3335,1	3341,0	245,31	246,20	219,44
800	3429,0	3435,1	252,21	253,13	222,22
810	3524,5	3530,7	259,24	260,18	225,00
820	3621,7	3628,1	266,39	267,35	227,78
830	3720,5	3727,1	273,66	274,65	230,56
840	3821,0	3827,8	281,05	282,07	233,33
850	3923,3	3930,3	288,57	289,62	236,11
860	4027,3	4034,5	296,23	297,30	238,89
870	4133,1	4140,5	304,01	305,11	241,67
880	4240,7	4240,7	311,92	313,05	244,44
890	4350,1	4357,8	319,97	321,13	247,22
900	4461,3	4469,2	328,15	329,34	250,00
910	4574,4	4582,5	336,47	337,69	252,78
920	4689,4	4697,7	344,92	346,17	255,56
930	4806,2	4814,7	353,52	354,80	258,33
940	4925,0	4933,7	362,25	363,57	261,11
950	5045,7	5054,6	371,13	372,48	263,89
960	5168,4	5177,5	380,15	381,54	266,67
970	5293,1	5302,4	389,32	390,74	269,44
980	5419,8	5429,4	398,64	400,09	272,22
990	5548,5	5558,3	408,11	409,60	275,00
1000	5679,3	5689,4	417,74	419,25	277,78

## Приложение 2

Гипсометрическая таблица для высот от 1000 до 30 000 м  
(Зависимость давления от высоты)

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
—1000	854,59	—94,59	857,70	—94,94	—1000
—900	844,72	—84,72	847,80	—85,04	—900
—800	834,95	—74,95	837,98	—75,22	—800
—700	825,27	—65,27	828,27	—65,51	—700
—600	815,67	—55,67	818,64	—55,88	—600
—500	806,17	—46,17	809,10	—46,34	—500
—400	796,76	—36,76	799,66	—36,90	—400
—300	787,44	—27,44	790,30	—27,54	—300
—200	778,20	—18,20	781,03	—18,27	—200
—100	769,06	—9,06	771,85	—9,09	—100
—50	764,52	—4,52	767,30	—4,54	—50
0	760,00	0	762,76	0	0
50	755,50	4,50	758,25	4,51	50
100	751,03	8,97	753,76	9,00	100
200	742,14	17,86	744,84	17,92	200
300	733,34	26,66	736,01	26,75	300
400	724,62	35,33	727,26	35,50	400
500	715,99	44,01	718,59	44,17	500
600	707,44	52,56	710,02	52,74	600
700	698,98	61,02	701,52	61,24	700
800	690,59	69,41	693,10	69,66	800
900	682,29	77,71	684,77	77,99	900
1000	674,07	85,93	676,52	86,24	1000
1100	665,93	94,07	668,35	94,41	1100

Продолжение

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
1200	657,87	102,13	660,26	102,50	1200
1300	649,89	110,11	652,25	110,25	1300
1400	641,98	118,02	644,32	118,44	1400
1500	634,16	125,84	636,46	126,30	1500
1600	626,41	133,59	628,69	134,07	1600
1700	618,74	141,26	620,99	141,77	1700
1800	611,15	148,85	613,37	149,39	1800
1900	603,63	156,37	605,82	156,94	1900
2000	596,18	163,82	598,35	164,41	2000
2100	588,81	171,19	590,95	171,81	2100
2200	581,52	178,48	583,63	179,13	2200
2300	574,30	185,70	576,38	186,38	2300
2400	567,15	192,85	569,21	193,55	2400
2500	560,07	199,93	562,11	200,65	2500
2600	553,06	206,94	555,07	207,69	2600
2700	546,13	213,87	548,11	214,65	2700
2800	539,27	220,73	541,23	221,53	2800
2900	532,47	227,53	534,41	228,35	2900
3000	525,75	234,25	527,66	235,10	3000
3100	519,09	240,91	520,98	241,78	3100
3200	512,51	247,49	514,37	248,39	3200
3300	505,99	254,01	507,83	254,93	3300
3400	499,54	260,46	501,35	261,41	3400
3500	493,15	266,85	494,94	267,82	3500
3600	486,83	273,17	488,60	274,16	3600
3700	480,58	279,42	482,33	280,43	3700

Продолжение

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
3800	474,39	285,61	476,12	286,64	3800
3900	468,27	291,73	469,97	292,79	3900
4000	462,21	297,79	463,89	298,87	4000
4100	456,21	303,79	457,87	304,80	4100
4200	450,28	309,72	451,92	310,84	4200
4300	444,41	315,59	446,03	316,73	4300
4400	438,60	321,40	440,20	322,56	4400
4500	432,86	327,14	434,43	328,33	4500
4600	427,17	332,83	428,73	334,03	4600
4700	421,55	338,45	423,08	339,68	4700
4800	415,99	344,01	417,50	345,26	4800
4900	410,48	349,52	411,97	350,79	4900
5000	405,04	354,96	406,51	356,25	5000
5100	399,65	360,35	401,10	361,66	5100
5200	394,32	365,68	395,75	367,01	5200
5300	389,05	370,95	390,46	372,30	5300
5400	388,84	376,16	385,23	377,53	5400
5500	378,68	381,32	380,06	382,70	5500
5600	373,58	386,42	374,94	387,82	5600
5700	368,53	391,47	369,87	392,89	5700
5800	363,54	396,46	364,87	397,89	5800
5900	358,61	401,39	359,91	402,85	5900
6000	353,73	406,27	355,02	407,74	6000
6100	348,90	411,10	350,17	412,59	6100
6200	344,13	415,87	345,38	417,38	6200
6300	339,41	420,59	340,64	422,12	6300

## Продолжение

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
6400	334,74	425,26	335,96	426,80	6400
6500	330,13	429,87	331,33	431,43	6500
6600	325,56	434,44	326,75	436,01	6600
6700	321,05	438,95	322,22	440,54	6700
6800	316,59	443,41	317,74	445,02	6800
6900	312,18	447,82	313,31	449,45	6900
7000	307,82	452,18	308,94	453,82	7000
7100	303,50	456,50	304,61	458,15	7100
7200	299,24	460,76	300,33	462,43	7200
7300	295,03	464,97	296,10	466,66	7300
7400	290,86	469,14	291,92	470,84	7400
7500	286,74	473,26	287,79	474,97	7500
7600	282,67	477,33	283,70	479,06	7600
7700	278,65	481,35	279,66	483,10	7700
7800	274,67	485,33	275,67	487,09	7800
7900	270,74	489,26	271,72	491,04	7900
8000	266,85	493,15	267,82	494,94	8000
8100	263,01	496,99	263,97	498,79	8100
8200	259,22	500,78	260,16	502,60	8200
8300	255,47	504,47	256,39	506,37	8300
8400	251,76	508,24	252,67	510,09	8400
8500	248,10	511,90	249,00	513,76	8500
8600	244,48	515,52	245,36	517,40	8600
8700	240,90	519,10	241,77	520,99	8700
8800	237,36	522,64	238,23	524,53	8800
8900	233,87	526,13	234,72	528,04	8900

Продолжение

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
9000	230,42	529,58	231,26	531,50	9000
9100	227,01	532,99	227,84	534,92	9100
9200	223,64	536,36	224,46	538,30	9200
9300	220,31	539,69	221,12	541,64	9300
9400	217,03	542,97	217,82	544,94	9400
9500	213,78	546,22	214,56	548,20	9500
9600	210,57	549,43	211,34	551,42	9600
9700	207,40	552,60	208,16	554,60	9700
9800	204,27	555,73	205,01	557,75	9800
9900	201,18	558,82	201,91	560,85	9900
10000	198,12	561,88	198,84	563,92	10000
10100	195,11	564,89	195,82	566,94	10100
10200	192,13	567,87	192,83	569,93	10200
10300	189,19	570,81	189,87	572,89	10300
10400	186,28	573,72	186,96	575,80	10400
10500	183,41	576,59	184,08	578,68	10500
10600	180,58	579,42	181,23	581,53	10600
10700	177,78	582,22	178,43	584,33	10700
10800	175,02	584,98	175,65	587,11	10800
10900	172,29	587,71	172,92	589,84	10900
11000	169,60	590,40	170,21	592,55	11000
11100	166,94	593,06	167,55	595,21	11100
11200	164,33	595,67	164,92	597,84	11200
11300	161,75	598,25	162,34	600,42	11300
11400	159,22	600,78	159,80	602,96	11400
11500	156,73	603,27	157,30	605,46	11500

## Продолжение

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
11600	154,27	605,73	154,84	607,92	11600
11700	151,86	608,14	152,41	610,35	11700
11800	149,48	610,52	150,03	612,73	11800
11900	147,14	612,86	147,68	615,08	11900
12000	144,84	615,16	145,37	617,39	12000
12100	142,57	617,43	143,09	619,67	12100
12200	140,34	619,66	140,85	621,91	12200
12300	138,14	621,86	138,64	624,12	12300
12400	135,98	624,02	136,47	626,29	12400
12500	133,85	626,15	134,34	628,42	12500
12600	131,75	628,25	132,23	630,53	12600
12700	129,69	630,31	130,16	632,60	12700
12800	127,66	632,34	128,12	634,64	12800
12900	125,66	634,34	126,12	636,64	12900
13000	123,69	636,31	124,14	638,62	13000
13100	121,76	638,24	122,20	640,56	13100
13200	119,85	640,15	120,29	642,47	13200
13300	117,98	642,02	118,40	644,36	13300
13400	116,13	643,87	116,55	646,21	13400
13500	114,31	645,69	114,73	648,03	13500
13600	112,52	647,48	112,93	649,83	13600
13700	110,76	649,24	111,16	651,60	13700
13800	109,02	650,98	109,42	653,34	13800
13900	107,32	652,68	107,71	655,05	13900
14000	105,64	654,36	106,02	656,74	14000
14100	103,98	656,02	104,36	658,40	14100

Продолжение

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
14200	102,36	657,64	102,73	660,03	14200
14300	100,75	659,25	101,12	661,64	14300
14400	99,18	660,82	99,54	663,22	14400
14500	97,62	662,38	97,98	664,78	14500
14600	96,09	663,91	96,44	666,32	14600
14700	94,59	665,41	94,93	667,83	14700
14800	93,11	666,89	93,45	669,31	14800
14900	91,65	668,35	91,98	670,78	14900
15000	90,22	669,78	90,54	672,22	15000
15100	88,80	671,20	89,13	673,63	15100
15200	87,41	672,59	87,73	675,03	15200
15300	86,05	673,95	86,36	676,40	15300
15400	84,70	675,80	85,01	677,75	15400
15500	83,37	676,63	83,68	679,08	15500
15600	82,07	677,93	82,37	680,39	15600
15700	80,78	679,22	81,08	681,68	15700
15800	79,52	680,48	79,81	682,95	15800
15900	78,27	681,73	78,56	684,20	15900
16000	77,05	682,95	77,33	685,43	16000
16100	75,84	684,16	76,12	686,64	16100
16200	74,65	685,35	74,92	687,84	16200
16300	73,48	686,52	73,75	689,01	16300
16400	72,33	687,67	72,60	690,16	16400
16500	71,20	688,80	71,46	691,30	16500
16600	70,09	689,91	70,34	692,42	16600
16700	68,99	691,01	69,24	693,52	16700

Продолжение

Высота <i>м</i>	Давление в <i>мм</i> рт. ст. при 0°		Давление в <i>мм</i> рт. ст. при 20°		Высота <i>м</i>
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
16800	67,91	692,09	68,16	694,60	16800
16900	66,85	693,15	67,09	695,67	16900
17000	65,80	694,20	66,04	696,72	17000
17100	64,77	695,23	65,00	697,76	17100
17200	63,76	696,24	63,99	698,77	17200
17300	62,76	697,24	62,99	699,77	17300
17400	61,77	698,23	62,00	700,76	17400
17500	60,81	699,19	61,03	701,73	17500
17600	59,86	700,14	60,07	702,69	17600
17700	58,92	701,08	59,13	703,63	17700
17800	58,00	702,00	58,21	704,55	17800
17900	57,09	702,91	57,30	705,46	17900
18000	56,19	703,81	56,40	706,36	18000
18100	55,31	704,69	55,52	707,24	18100
18200	54,45	705,55	54,65	708,11	18200
18300	53,60	706,40	53,79	708,97	18300
18400	52,76	707,24	52,95	709,81	18400
18500	51,93	708,07	52,12	710,64	18500
18600	51,12	708,88	51,30	711,46	18600
18700	50,32	709,68	50,50	712,26	18700
18800	49,53	710,47	49,71	713,05	18800
18900	48,75	711,25	48,93	713,83	18900
19000	47,99	712,01	48,17	714,59	19000
19100	47,24	712,76	47,41	715,35	19100
19200	46,50	713,50	46,67	716,09	19200
19300	45,77	714,23	45,94	716,82	19300
19500	44,35	715,65	44,51	718,25	19500

Продолжение

Высота м	Давление в мм рт. ст. при 0°		Давление в мм рт. ст. при 20°		Высота м
	Барометрическое	Манометрическое	Барометрическое	Манометрическое	
1	2	3	4	5	6
19600	43,66	716,34	43,81	718,95	19600
19700	42,97	717,03	43,13	719,63	19700
19800	42,30	717,70	42,45	720,31	19800
19900	41,64	718,36	41,79	720,97	19900
20000	40,99	719,01	41,13	721,63	20000
20500	37,88	722,12	38,01	721,75	20500
21000	35,00	725,00	35,13	727,63	21000
21500	32,35	727,65	32,46	730,30	21500
22000	29,89	730,11	30,00	732,76	22000
22500	27,62	732,38	27,72	735,04	22500
23000	25,53	734,47	25,62	737,14	23000
23500	23,59	736,41	23,68	739,08	23500
24000	21,80	738,20	21,88	740,88	24000
24500	20,15	739,85	20,22	742,54	24500
25000	18,62	741,38	18,69	744,07	25000
25500	17,21	742,79	17,27	745,49	25500
26000	15,90	744,10	15,96	746,80	26000
26500	14,70	745,30	14,75	748,01	26500
27000	13,58	746,42	13,63	749,13	27000
27500	12,55	747,45	12,60	750,16	27500
28000	11,60	748,40	11,64	751,12	28000
28500	10,72	749,28	10,76	752,00	28500
29000	9,90	750,10	9,94	752,82	29000
29500	9,15	750,85	9,19	753,57	29500
30000	8,46	751,54	8,49	754,27	30000

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Предисловие . . . . .	3
-----------------------	---

### ГЛАВА ПЕРВАЯ

#### НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИМЕНЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

§ 1. Полет самолета . . . . .	5
Режим полета . . . . .	5
Равновесие самолета . . . . .	5
Горизонтальный прямолинейный полет в ясную погоду . . . . .	9
Слепой полет . . . . .	11
Эволюции самолета . . . . .	14
§ 2. Авиационные двигатели . . . . .	15
Типы двигателей . . . . .	15
Бензиновый двигатель . . . . .	16
Двигатель тяжелого топлива . . . . .	20
§ 3. Самолетовождение . . . . .	22
Предмет аэронавигации . . . . .	22
Способы ориентировки . . . . .	22
Направление и скорость полета . . . . .	23
Расчетное местоположение самолета . . . . .	26

### ГЛАВА ВТОРАЯ

#### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРАХ

§ 4. Классификация авиационных приборов . . . . .	31
§ 5. Влияние условий эксплуатации на работу авиационных приборов . . . . .	32
Температура воздуха . . . . .	32
Влажность воздуха . . . . .	33
Плотность воздуха . . . . .	34
Наклоны и перегрузки . . . . .	35
Вибрация самолета . . . . .	35
Пыль . . . . .	38
§ 6. Общие требования к авиационным приборам . . . . .	38
§ 7. Размещение авиационных приборов на самолете . . . . .	39
Приборные доски . . . . .	39
Амортизация приборных досок . . . . .	42
Освещение авиационных приборов . . . . .	45
§ 8. Элементы авиационных приборов . . . . .	47
Основные части авиационных приборов . . . . .	47
Монтажные детали . . . . .	51

## ГЛАВА ТРЕТЬЯ

## МАНОМЕТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

Стр.

§ 9. Элементы манометрических приборов . . . . .	58
Измерение давления . . . . .	58
Чувствительный элемент . . . . .	60
Передающий механизм . . . . .	66
Принципы регулирования передаточного механизма . . . . .	69
Биметаллическая температурная компенсация . . . . .	72
§ 10. Манометр бензина . . . . .	74
Назначение . . . . .	74
Принцип действия . . . . .	74
Конструкция . . . . .	75
Лабораторная проверка . . . . .	78
§ 11. Манометр масла . . . . .	78
Назначение . . . . .	78
Конструкция . . . . .	79
Лабораторная проверка . . . . .	79
§ 12. Паровой термометр . . . . .	82
Назначение . . . . .	82
Принцип действия и конструкция . . . . .	82
Лабораторная проверка . . . . .	87
§ 13. Трехстрелочный индикатор . . . . .	88
Назначение . . . . .	88
Конструкция . . . . .	88
Кассетный трехстрелочный индикатор . . . . .	90
§ 14. Мановакуумметр . . . . .	92
Назначение . . . . .	92
Принцип действия . . . . .	92
Конструкция . . . . .	92
Лабораторная проверка . . . . .	93
§ 15. Гидростатический бензиномер . . . . .	96
Назначение . . . . .	96
Принцип действия . . . . .	96
Конструкция . . . . .	97
§ 16. Указатель скорости . . . . .	102
Назначение . . . . .	102
Принцип действия . . . . .	103
Конструкция указателя скорости . . . . .	109
Тарировка и лабораторная проверка указателя скорости . . . . .	115
Проверка указателя скорости на самолете . . . . .	118
§ 17. Высотомер . . . . .	121
Назначение и принцип действия . . . . .	121
Конструкция . . . . .	126
Лабораторная проверка . . . . .	128
Проверка на самолете . . . . .	130
§ 18. Вариометр . . . . .	131
Назначение . . . . .	131
Принцип действия . . . . .	132
Конструкция . . . . .	133
Лабораторная проверка . . . . .	135
§ 19. Манометрические приборы с унифицированным механизмом . . . . .	137

## ГЛАВА ЧЕТВЕРТАЯ

## МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

Стр.

§ 20.	Сведения о земном магнетизме . . . . .	140
§ 21.	Общие сведения о магнитных компасах . . . . .	144
	Назначение . . . . .	144
	Элементы и характеристики компасов . . . . .	145
§ 22.	Типы компасов, их конструкция и монтаж . . . . .	150
	Компас А-4 . . . . .	150
	Компас КИ-11 . . . . .	151
	Монтаж компасов на самолете . . . . .	155
§ 23.	Девияция магнитного компаса . . . . .	159
	Сведения из теории девиации . . . . .	159
	Определение и устранение девиации . . . . .	165
	Определение девиации в полете . . . . .	171
	Изменение девиации со временем . . . . .	172
§ 24.	Поведение компаса в полете . . . . .	172

## ГЛАВА ПЯТАЯ

## ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

§ 25.	Понятие об электрических авиационных приборах . . . . .	178
§ 26.	Законы постоянного электрического тока . . . . .	179
	Основные понятия и единицы измерений . . . . .	179
	Закон Ома . . . . .	180
	Последовательное и параллельное соединение проводников . . . . .	181
	Сопротивление и электропроводность металлов . . . . .	183
	Нагревание проводников электрическим током . . . . .	184
§ 27.	Магнетизм . . . . .	186
	Основные понятия . . . . .	186
	Действие магнитного поля на постоянный магнит . . . . .	189
	Ферромагнитные материалы . . . . .	190
§ 28.	Электромагнетизм . . . . .	191
	Магнитное поле электрического тока . . . . .	191
	Действие магнитного поля на ток . . . . .	194
	Электромагнитная индукция . . . . .	197
	Токи Фуко . . . . .	198
§ 29.	Законы переменного электрического тока . . . . .	199
	Синусоидальный переменный ток . . . . .	199
	Индуктивное сопротивление . . . . .	200
	Конденсатор и емкостное сопротивление . . . . .	202
	Закон Ома для цепи переменного тока . . . . .	204
	Эффективные значения токов и напряжений. Мощность . . . . .	205
	Генерирование переменного тока . . . . .	207
	Трехфазный ток . . . . .	209
§ 30.	Бортовая электросеть самолета . . . . .	210
	Источники электроэнергии на самолете . . . . .	210
	Регуляторные коробки . . . . .	212
	Электроштитки . . . . .	213
	Выключатели и переключатели . . . . .	213
	Плавкие предохранители . . . . .	215
	Автомат защиты . . . . .	217
	Переходные коробки . . . . .	218
	Штепсельные разъемы . . . . .	219
	Электропроводка . . . . .	219

	Стр.
Металлические чулки для прокладки проводов . . . . .	221
Крепление труб и шлангов . . . . .	223
Требования к монтажу . . . . .	223
<b>§ 31. Гальванометры и логометры</b> . . . . .	224
Указатели электрических авиаприборов . . . . .	224
Магнитоэлектрический гальванометр . . . . .	224
Гальванометр с внутрирамочным магнитом . . . . .	226
Логометры . . . . .	227
Приборы с подвижным магнитом . . . . .	228
<b>§ 32. Электрические термометры сопротивления типа ТМЭ-41, ТВЭ-40, ТКЭ-41 и ТМЭ-45</b> . . . . .	229
Назначение . . . . .	229
Принцип действия . . . . .	229
Указатель . . . . .	232
Приемник ТМЭ-41 . . . . .	234
Соединительные провода . . . . .	236
Погрешности . . . . .	236
Проверка приемника перед монтажом . . . . .	236
Установка термометра на самолете . . . . .	237
Электрический термометр сопротивления ТМЭ-45 . . . . .	241
<b>§ 33. Термоэлектрический термометр цилиндров ТЦТ-9</b> . . . . .	242
Назначение . . . . .	242
Принцип действия . . . . .	242
Приемник . . . . .	244
Указатель . . . . .	245
Монтаж прибора на самолете . . . . .	248
<b>§ 34. Электрический газоанализатор ГЭА-50</b> . . . . .	251
Сгорание горючего в цилиндре двигателя . . . . .	251
Принцип устройства газоанализатора . . . . .	254
Датчик . . . . .	257
Указатель . . . . .	258
Погрешности газоанализатора . . . . .	259
Монтажные детали . . . . .	259
Монтаж газоанализатора . . . . .	260
Подготовка газоанализатора перед полетом . . . . .	260
Пользование газоанализатором в полете . . . . .	262
Проверка газоанализатора после полета . . . . .	263
<b>§ 35. Электрические дистанционные манометры унифицированного типа ЭДМУ</b> . . . . .	264
Назначение . . . . .	264
Принцип действия . . . . .	266
Конструкция приемников давления . . . . .	269
Конструкция указателя . . . . .	271
Лабораторная проверка . . . . .	274
Монтаж ЭДМУ . . . . .	274
<b>§ 36. Дистанционный двухстрелочный электрический тахометр ТЭ-22</b> . . . . .	275
Назначение и принцип действия . . . . .	275
Конструкция . . . . .	276
Монтаж тахометра . . . . .	280
Погрешности комплекта . . . . .	283
Указатель тахометра ТЭ-44 . . . . .	283
Указатель тахометра ТЭ-45 . . . . .	283

Стр.

§ 37. Электрический дистанционный бензиномер БЭ-40 . . . . .	285
Назначение и устройство . . . . .	285
Датчик и указатель бензиномера БЭ-40 . . . . .	285
Погрешности комплекта . . . . .	289
Электрический бензиномер БЭ-46 . . . . .	289
§ 38. Электрический дистанционный суммирующий бензиномер СБЭ-40 . . . . .	289
Назначение и устройство . . . . .	289
Монтаж бензиномеров БЭ-40 и СБЭ-40 на самолете . . . . .	292
§ 39. Электрический указатель положения закрылков УЗ-40 . . . . .	293
Назначение . . . . .	293
Датчик ДЗ-40 и указатель УЗ-40 . . . . .	295
Основные данные комплекта . . . . .	295
Монтаж на самолете . . . . .	296
§ 40. Автомат регулирования температуры АРТ-41 . . . . .	296
Назначение . . . . .	296
Принцип действия . . . . .	296
Элементы автомата АРТ-41 . . . . .	300
Датчик регулятора температуры ДРТБ-41 . . . . .	301
Электромагнитное двойное реле РЭД-43 . . . . .	303
Гибкий вал с арматурой . . . . .	304
Электромеханизм дистанционного управления УР-2 . . . . .	304
Переключатели . . . . .	306
Монтаж автомата АРТ-41 . . . . .	306
Настройка автомата АРТ-41 . . . . .	307

## ГЛАВА ШЕСТАЯ

## ДИСТАНЦИОННЫЕ МАГНИТНЫЕ КОМПАСЫ

§ 41. Проблема дистанционного компаса . . . . .	310
Классификация дистанционных компасов . . . . .	311
Дистанционный компас Натин . . . . .	311
Дистанционный компас Магнесин . . . . .	314
§ 42. Потенциометрический дистанционный компас ПДК-44 . . . . .	316
Принцип действия . . . . .	316
Датчик ПДК-44 . . . . .	318
Указатель ПДК-44 . . . . .	320
Основные данные компаса ПДК-44 . . . . .	322
Монтаж компаса ПДК-44 . . . . .	322
Устранение девиации . . . . .	326
Пользование компасом ПДК-44 . . . . .	326

## ГЛАВА СЕДЬМАЯ

## МЕХАНИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

§ 43. Центробежный тахометр . . . . .	328
Назначение и принцип действия . . . . .	328
Конструкция . . . . .	329
Гибкий вал . . . . .	329
Монтаж тахометра и гибкого вала . . . . .	332
Тахометр центробежный ТЦ-45 . . . . .	334
§ 44. Акселерометр . . . . .	334
Назначение и принцип действия . . . . .	334
Конструкция . . . . .	335

## ГЛАВА ВОСЬМАЯ

## НАВИГАЦИОННЫЕ ИНСТРУМЕНТЫ

Стр.

§ 45. Визир ОПБ-1м . . . . .	338
Назначение и устройство . . . . .	338
Определение угла сноса . . . . .	340
Определение путевой скорости . . . . .	341
§ 46. Ветрочет . . . . .	342
Назначение и устройство . . . . .	342
Определение ветра по двум углам сноса . . . . .	344
§ 47. Счетная аэронавигационная линейка . . . . .	345
Назначение и устройство . . . . .	345

## ГЛАВА ДЕВЯТАЯ

## ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

§ 48. Некоторые сведения из механики . . . . .	347
Абсолютное и относительное движение . . . . .	347
Поступательное и вращательное движение . . . . .	347
Понятие о мгновенной скорости . . . . .	349
Сложение и разложение сил . . . . .	349
Ускорение тел под действием сил . . . . .	351
Ускорение силы тяжести . . . . .	352
Подсчет массы и момента инерции тела . . . . .	352
Силы, возникающие при движении тел с ускорением . . . . .	353
Степени свободы . . . . .	354
Центр тяжести и виды равновесия . . . . .	355
Силы трения . . . . .	356
§ 49. Применение гироскопа на самолете . . . . .	357
§ 50. Гироскоп и его свойство . . . . .	360
Понятие о гироскопе . . . . .	360
Гироскоп с тремя степенями свободы . . . . .	361
Кажущееся движение свободного гироскопа . . . . .	366
Гироскоп с направляющей силой . . . . .	368
Гироскоп с двумя степенями свободы . . . . .	372
§ 51. Указатель поворота и указатель скольжения . . . . .	374
Назначение . . . . .	374
Принцип действия указателя поворота . . . . .	374
Принцип действия указателя скольжения . . . . .	378
Конструкция указателя поворота и указателя скольжения . . . . .	380
Лабораторная проверка . . . . .	382
§ 52. Авиагоризонт АГП-2 . . . . .	383
Назначение . . . . .	383
Принцип действия . . . . .	383
Конструкция . . . . .	389
Работа авиагоризонта АГП-2 . . . . .	392
§ 53. Авиагоризонт АГ-2 . . . . .	393
Конструкция . . . . .	393
Лабораторная проверка авиагоризонтов АГП-2 и АГ-2 . . . . .	394
§ 54. Гирополукомпас . . . . .	395
Назначение . . . . .	395
Принцип действия . . . . .	395
Конструкция . . . . .	397

Стр.

§ 55. Гиромагнитный компас ГМК-2 . . . . .	399
Назначение . . . . .	399
Принцип действия . . . . .	400
Конструкция . . . . .	405
Работа ГМК-2 . . . . .	407
Девияция ГМК-2 и конструкция девиационного прибора . . . . .	407
Лабораторная проверка ГМК-2 . . . . .	409
§ 56. Пневматическое питание гироскопических приборов . . . . .	409
Источники питания . . . . .	409
Трубка Вентури . . . . .	410
Вакуумнасос АК-4 . . . . .	412
Регуляторы вакуума и давления . . . . .	414
Пылевой фильтр . . . . .	416
Монтажные детали . . . . .	418
Схемы вакуумного питания . . . . .	420
Схемы компрессивного питания . . . . .	422
Бортовая проверка гироскопических приборов . . . . .	425
Установка гироскопических приборов на приборной доске самолета . . . . .	427
Проверка разрежения в гироскопических приборах . . . . .	428

## ГЛАВА ДЕСЯТАЯ

## АВТОПИЛОТ

§ 57. Назначение автопилота и принцип его работы . . . . .	429
Назначение . . . . .	429
Стабилизация самолета вокруг главных осей устойчивости . . . . .	429
Простейший автомат курса . . . . .	430
Пропорциональное регулирование и обратная связь . . . . .	434
Работа автомата курса с обратной связью . . . . .	435
§ 58. Автопилот АП-42 . . . . .	437
Гирополукомпас для автомата курса АП-42 . . . . .	437
Автоматическая стабилизация самолета вокруг оси ZZ . . . . .	439
Автоматическая стабилизация самолета вокруг оси XX . . . . .	441
Пневматическая схема . . . . .	442
Гидравлическая схема . . . . .	442
Электрическая схема . . . . .	442
Возможные изменения в схеме автопилота АП-42 . . . . .	445
§ 59. Конструкция автопилота АП-42 . . . . .	445
Автомат курса . . . . .	445
Коррекция курсового гироскопа . . . . .	451
Коррекция курса от радиополукомпаса . . . . .	455
Автомат продольной и поперечной стабилизации . . . . .	455
Монтажный кронштейн . . . . .	459
Гидравлический агрегат . . . . .	459
Рулевые машинки . . . . .	466
Масляный бачок . . . . .	467
Двухстрелочный манометр . . . . .	467
Дренажный бачок . . . . .	467
Регулятор давления воздуха . . . . .	469
Масляный фильтр . . . . .	469
Обратные масляный и воздушный клапаны . . . . .	469
Источники питания системы автопилота . . . . .	470
Механизмы дистанционного управления . . . . .	471
Основные характеристики автопилота АП-42 . . . . .	474

	<i>Стр.</i>
§ 60. Монтаж автопилота АП-42 на самолете . . . . .	474
Размещение агрегатов на самолете . . . . .	474
Монтаж системы управления . . . . .	478
Монтаж обратной связи . . . . .	478
Монтаж системы включения автопилота . . . . .	483
Монтаж гидравлической системы . . . . .	483
Монтаж пневматической системы . . . . .	484
Монтаж электрической схемы . . . . .	485
§ 61. Испытания автопилота АП-42 . . . . .	486
Проверка монтажа . . . . .	486
Испытания после монтажа . . . . .	487
Испытания автопилота перед полетом . . . . .	489
Испытания в полете . . . . .	489
§ 62. Эксплуатация автопилота АП-42 . . . . .	490
Осмотр автопилота перед полетом . . . . .	490
Пользование автопилотом в полете . . . . .	490
Уход за автопилотом . . . . .	491
§ 63. Автопилот АП-45 . . . . .	492
Принципиальная схема автопилота АП-45 . . . . .	493
Конструкция гиросузда автомата курса АП-45 . . . . .	497
Конструкция гиросузда автомата поперечной и продольной стабилизации АП-45 . . . . .	497
Монтаж и эксплуатация АП-45 . . . . .	499
§ 64. Проблема электрического автопилота . . . . .	499
Заключение . . . . .	500
Приложения: 1. Аэродинамическая таблица . . . . .	502
2. Гипсометрическая таблица . . . . .	508



Редактор В. В. Савицкая

Техн. редактор И. М. Зудакин

А06389. Подписано к печати 9/IX 1947 г. Печ. л. 323/4+4 вкл.  
 Уч.-авт. л. 36. Кол. зн. в печ. л. 43000. Форм. 60×92 1/16. Тираж 10500.  
 Цена в пер. 25 р. Зак. 39/1078.

Типография Оборонгиза